



TUGAS AKHIR – TM141585

RANCANG BANGUN COMPOSITE SANDWICH PANEL UNTUK CHASSIS MONOCOQUE MOBIL FSAE ELEKTRIK ITS

ISMAIL MAYDIYANTO
NRP. 021116 45 000016

Dosen Pembimbing:
Alief Wikarta, ST, M.Sc.Eng, Ph.D

PROGRAM SARJANA
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2018



FINAL PROJECT – TM141585

DESIGN OF COMPOSITE SANDWICH PANEL FOR ITS ELECTRIC FSAE CAR MONOCOQUE CHASSIS

ISMAIL MAYDIYANTO
NRP. 021116 45 000016

Advisory Lecturer
Alief Wikarta, ST, M.Sc.Eng, Ph.D

BACHELOR PROGRAM
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2018

RANCANG BANGUN *COMPOSITE SANDWICH PANEL* UNTUK *CHASSIS MONOCOQUE* MOBIL FSAE ELEKTRIK ITS

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

ISMAIL MAYDIYANTO

NRP. 021116450000016

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Alief Wikarta, ST., M.Sc.Eng., Ph.D. (Pembimbing)
NIP. 198202102006041002
2. Ir. Julendra Bambang Ariatedja, MT. (Penguji I)
NIP. 196807061999031004
3. Ari Kurniawan Saputra, ST., MT. (Penguji II)
NIP. 198604012015041001
4. Latifah Nurahmi, ST., MSc., Ph.D (Penguji III)
NIP. 1986201712037

SURABAYA

JULI, 2018

RANCANG BANGUN *COMPOSITE SANDWICH PANEL* UNTUK *CHASSIS MONOCOQUE* MOBIL FSAE ELEKTRIK ITS

Nama Mahasiswa : Ismail Maydiyanto
NRP : 02111645000016
Jurusan : Teknik Mesin FTI-ITS
Dosen Pembimbing : Alief Wikarta, ST, M.Sc, PhD

Abstrak

Tim Formula Electric Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) untuk pertama kalinya berpartisipasi pada Student Formula Japan (SFJ) di Shizuoka Ecopa Stadium Japan. Terdapat dua jenis chassis yang mengikuti regulasi standar FSAE yaitu space frame chassis dan monocoque chassis. Tim Formula Electric menggunakan composite monocoque chassis berbahan sandwich carbon fiber dengan core aluminum honeycomb. Tim yang mengikuti kompetisi FSAE dan menggunakan chassis monocoque wajib menyertakan structural equivalency dengan melakukan tiga jenis pengujian yaitu 3-point bending test, perimeter shear test dan Perimeter Tensile Test. 3-point bending test digunakan untuk mengetahui stiffness dari spesimen. Perimeter shear test digunakan untuk mengetahui kekuatan skin dari spesimen. Perimeter Tensile Test digunakan untuk mengetahui ketahanan dari spesimen terhadap beban tarik. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui stiffness dari spesimen-spesimen 3-point bending dengan tiga metode yaitu metode analysis, simulasi dan eksperimen, kekuatan skin dari spesimen perimeter shear dengan metode eksperimen dan kekuatan tarik dari spesimen perimeter tensile dengan metode eksperimen

Pada penelitian ini mengadaptasi metode analysis dan simulasi yang dilakukan oleh Robert D. Story untuk mencari stiffness pada spesimen 3-point bending, menggunakan failure analysis yang digunakan oleh A. Petras, M.P.F Sutcliffe untuk

mencari beban maksimal pada dua belas spesimen. Spesimen-spesimen tersebut memiliki tiga variasi jumlah layer yang berbeda yaitu tiga, empat dan lima layer. Masing-masing jumlah layer terdapat variasi layup orientation. Semua nilai stiffness yang didapatkan dari metode analysis dan simulasi selanjutnya akan dipilih untuk masing-masing primary structure. Setelah terpilih jumlah layer dan layup orientation untuk masing-masing primary structure selanjutnya dilakukan metode eksperimen yang berupa pengujian 3-point bending, perimeter shear strength dan perimeter tensile test.

Dari penelitian ini didapatkan stiffness dari tiga metode yang berbeda yaitu metode analysis, simulasi dan eksperimen. Dari metode analysis didapatkan stiffness untuk spesimen tiga, empat dan delapan layer secara berurutan adalah 2323.332 N/mm, 2859.01 N/mm dan 6591.04 N/mm. Dari metode simulasi didapatkan stiffness untuk spesimen tiga, empat dan delapan layer secara berurutan adalah 3476.085 N/mm, 4338.96 N/mm dan 9654.768 N/mm. Dari metode eksperimen stiffness spesimen tiga, empat dan delapan layer secara berurutan adalah 2129 N/mm, 2791 N/mm dan 5895 N/mm. Skin strength yang didapatkan dari metode eksperimen untuk spesimen empat dan delapan layer adalah 62.8 MPa dan 168.9 MPa. Perimeter tensile force yang didapatkan dari metode eksperimen untuk spesimen 4 layer adalah 22.5 kN. Setelah memasukkan data dari nilai stiffness, skin strength dan perimeter tensile force ke dalam file Structural Equivalency Spreadsheet, nilai-nilai tersebut telah memenuhi regulasi dari kompetisi FSAE.

Kata kunci : *3-point bending, stiffness, perimeter shear test, kekuatan skin, Perimeter Tensile Test, beban tarik, structural equivalency spreadsheet*

DESIGN OF *COMPOSITE SANDWICH PANEL* FOR ITS ELECTRIC FSAE CAR *MONOCOQUE CHASSIS*

Name of student : Ismail Maydiyanto
NRP : 02111645000016
Department : Teknik Mesin FTI-ITS
Lecturer : Alief Wikarta, ST, M.Sc, PhD

Abstract

The Formula Electric Team of Sepuluh Nopember Institute of Technology (ITS) for the first time participated in Student Formula Japan (SFJ) at Shizuoka Ecopa Stadium Japan. There are two types of chassis that follow the FSAE standard regulation of space frame chassis and monocoque chassis. Formula Electric team uses composite monocoque chassis made from carbon fiber sandwich with aluminum honeycomb core. Teams that follow the FSAE competition and use the monocoque chassis must include structural equivalency by performing three types of testing ie 3-point bending test, perimeter shear test and Perimeter Tensile Test. 3-point bending test is used to determine the stiffness of the specimen. Perimeter shear test is used to determine the skin strength of the specimen. Perimeter Tensile Test is used to determine the resistance of specimens to tensile loads. This study aims to determine the stiffness of 3-point bending specimens with three methods of analysis, simulation and experiments, skin strength of perimeter shear specimens by experimental method and tensile strength of tensile perimeter specimens by experimental method

In this study adapted the method of analysis and simulations performed by Robert D. Story to find the stiffness of a 3-point bending specimen, using the failure analysis used by A. Petras, MPF Sutcliffe to find the maximum load on twelve specimens. The specimens have three different number of layers: three, four and five layers. Each layer number is a variation of

layup orientation. All stiffness values obtained from the analysis and simulation methods will then be selected for each primary structure. After the selected number of layers and layup orientation for each of the primary structure, the experimental method is done in the form of 3-point bending test, perimeter shear strength and perimeter tensile test.

From this research, we get stiffness from three different method that is method of analysis, simulation and experiment. From the analysis method, the stiffness for three, four and eight layer were specimens 2323,332 N/mm, 2859.01 N/mm and 6591.04 N/mm, respectively. From the simulation method, the stiffness for the three, four and eight layer specimens was 3476,085 N / mm, 4338.96 N/mm and 9654,768 N/mm respectively. From the experimental methods of stiffness of three, four and eight layers specimens were 2129 N/mm, 2791 N/mm and 5895 N/mm, respectively. The skin strength obtained from the experimental method for the four and eight-layer specimens was 62.8 MPa and 168.9 MPa. The tensile force perimeter obtained from the experimental method for a 4-layer specimen is 22.5 kN. After entering data from the stiffness, skin strength and perimeter tensile force values into the Structural Equivalency Spreadsheet file, they meet the regulations of the FSAE competition.

Keywords: *3-point bending, stiffness, perimeter shear test, strength skin, Perimeter Tensile Test, tensile load, structural equivalency spreadsheet*

DAFTAR ISI

Abstrak.....	i
Abstract.....	iii
DAFTAR ISI.....	v
DAFTAR GAMBAR.....	viii
DAFTAR TABEL.....	xii
KATA PENGANTAR.....	xiii
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1. Latar Belakang.....	1
1.2. Rumusan Masalah.....	3
1.3. Tujuan.....	3
1.4. Batasan Masalah.....	3
1.5. Manfaat.....	4
1.6. Sistematika Penulisan.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	7
2.1. Student Formula Japan.....	7
2.2. Regulasi FSAE.....	8
2.2.1. Baseline Material.....	8
2.2.2. Driver's Cell.....	9
2.2.3. Main and Front Roll Hoop General Requirements.....	10
2.2.4. Monocoque Requirement.....	10
2.2.5. Monocoque Structural Equivalency.....	11
2.2.6. Monocoque Attachment.....	13
2.2.7. Monocoque Driver Harness Attachment.....	14
2.2.8. Monocoque Test Sample Testing.....	15
2.3. Komposit[4].....	17
2.3.1. Pengertian Komposit.....	17

2.3.2.	Bagian Utama Dari Komposit.....	17
2.4.	Struktur Komposit[4]	22
2.4.1.	Laminate.....	22
2.4.2.	Komposit Sandwich[4]	24
2.5.	<i>Isotropic, Anisotropic, dan Orthotropic</i> Materials[4].	25
2.6.	Elastic Properties of a Angle-Ply Continuous Lamina[4] 26	
2.7.	Compliance and Stiffness Matrices for Generally Orthotropic Lamina[4]	26
2.8.	<i>Laminate</i> Engineering Properties[6]	27
2.9.	Deflection of a Simply Supported Sandwich Beam with Antiplane Core and Thin Faces (Symmetrical Load)[7]	28
2.10.	Failure Analysis of Composite Sandwich Panel[9].	30
2.11.	Penelitian – Penelitian Terdahulu[9]	31
2.11.1.	Failure Mode Map for Honeycomb Sandwich Panels oleh A. Petras dan M.P.F. Sutcliffe (1999)	31
2.11.2.	Design and Construction of Formula SAE Composite Chassis oleh Tom James Ayres (2010)[10]	32
2.11.3.	Formula SAE Hybrid Carbon Fiber Monocoque oleh Matthew Hagan, John Rappolt dan John Waldrop (2014)[3].....	32
2.11.4.	Design of Composite Sandwich Panels for a Formula SAE Monocoque Chassis oleh Robert D. Story (2014)[11].....	33
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....		35
3.1.	Design Criteria	36
3.2.	Geometri Chassis, Layup Zones dan Spesimen	37
3.3.	Metode Analysis	39
3.3.1.	Material Properties	41
3.3.2.	Beam Dimensions and Notation.....	42
3.3.3.	Panel Stiffness.....	43

3.3.4.	Panel Strength	44
3.4.	Metode Simulasi	44
3.4.1.	Geometri Spesimen	45
3.4.2.	<i>Meshing</i>	45
3.4.3.	<i>Ansys Composite Preparation (ACP)</i>	46
3.4.4.	Pemodelan.....	48
3.5.	Metode Eksperimen	49
3.5.1.	Setup Pengujian	49
3.5.2.	Perhitungan Stiffness	50
3.5.3.	Proses Manufaktur Chassis Monocoque	51
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN.....		55
4.1	Metode Analysis	55
4.1.1.	Contoh Perhitungan	55
4.1.1.1.	Panel Stiffness.....	56
4.1.1.2.	Panel Strength.....	58
4.1.2.	Hasil	60
4.2	Metode Simulasi	61
4.2.1.	<i>Meshing</i>	61
4.2.2.	Contoh Perhitungan	61
4.2.3.	Hasil	62
4.3	Perbandingan Stiffness Hasil Metode Analysis dan Simulasi	63
4.4	Pemilihan Spesimen Untuk Metode Eksperimen	63
4.5	Metode Eksperimen	64
4.5.1.	<i>Setup</i> Pengujian	64
4.5.2.	Hasil	66
4.6	Perbandingan Stiffness Hasil Analysis dan Simulasi Terhadap Eksperimen.....	78
4.7	Chassis Monocoques	80
4.8	Pembuatan Chassis Monocoque	82

BAB V KESIMPULAN & SARAN.....	86
-------------------------------	----

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1 Primary structure.....	1
Gambar 2.1 Mobil Formula SAE.....	7
Gambar 2.2 Primary Structure	9
Gambar 2.3 Helm clearance	10
Gambar 2.4 95th percentile	10
Gambar 2.5 Monocoque primary structure.....	11
Gambar 2.6 Side impact zone	11
Gambar 2.7 Alternative attachment.....	14
Gambar 2.8 Driver harness.....	14
Gambar 2.9 Setup 3-point bending	15
Gambar 2.10 Perimeter shear strength.....	16
Gambar 2.11 Perimeter Tensile Test	16
Gambar 2.12 Continuous and aligned (a), discontinuous and aligned (b) dan discontinuous randomly oriented fiber.....	18
Gambar 2.13 Twill weave	19
Gambar 2.14 (a) Aluminium (b) nomex honeycomb.....	21
Gambar 2.15 Properties aluminium honeycomb	22
Gambar 2.16 Properties nomex honeycomb.....	22
Gambar 2.17 Laminate.....	22
Gambar 2.18 (a) unidirectional (b) cross-ply (c) angle-ply (d) quasi-isotropic laminate	23
Gambar 2.19 Composite sandwich	25
Gambar 2.20 3 plane simetri pada orthotropic material.....	25
Gambar 2.21 Dimensi dan cross section dari sandwich beam....	29
Gambar 2.22 Failure mode	31
Gambar 2.23 Monocoque chassis.....	32
Gambar 2.24 Layup order Cal Poly Racing.....	33
Gambar 2.25 Error pada metode analysis dan simulasi terhadap metode eksperimen	33

Gambar 3.1 Flowchart penelitian	35
Gambar 3. 2 Geometri (atas) dan layup zones (bawah) dari mobil Carstensz.....	37
Gambar 3.3 Flowchart metode Analysis	40
Gambar 3.4 Properties material core (a) dan skin (b)	42
Gambar 3.5 Beam notations.....	42
Gambar 3.6 Beam cross-section.....	43
Gambar 3.7 Flowchart metode simulasi.....	45
Gambar 3.8 Sizing (a) dan meshing type (b) pada ansys	46
Gambar 3.9 Conversation box fabrics (a) dan rossette pada ansys.....	46
Gambar 3.10 Conversation box oriented selection set (a) dan modelling groups pada ansys	47
Gambar 3.11 conversation box dan hasil dari solid model composite pada ansys.....	48
Gambar 3.12 Penempatan support dan pembebanan simulasi 3-point bending pada ansys.....	48
Gambar 3.13 Setup 3-point bending (a), perimeter shear (b) dan perimeter tensile (c) test	50
Gambar 3.14 Spesimen equivalency pada SES	51
Gambar 3.15 Structural equivalency pada SES.....	51
Gambar 3.16 Proses machining (a) dan hasil assembly part-part (b) positive model.....	52
Gambar 3.17 Master model mobil Carstensz.....	52
Gambar 3.18 3D model chassis monocoque Carstensz.....	53
 Gambar 4. 1 spesifikasi 3 layer carbon	 55
Gambar 4. 2 Jumlah layer dan layup orientation untuk spesimen contoh perhitungan	55
Gambar 4. 3 Contoh Hasil Meshing.....	61
Gambar 4. 4 Nilai Deformasi.....	61
Gambar 4. 5 Grafik perbandingan stiffness hasil metode analysis dan eksperimen.....	63
Gambar 4. 6 3-point bending test	65
Gambar 4. 7 Perimeter shear test.....	65

Gambar 4. 8 Perimeter tensile test.....	66
Gambar 4. 9 Grafik hasil 3-point bening test untuk 3 layer	66
Gambar 4. 10 Speciment equivalency pada lembar SES untuk 3 layer	67
Gambar 4. 11 Halaman structral equivalency untuk front hoop bracing.....	68
Gambar 4. 12 Grafik hasil 3-point bening test untuk 4 layer.....	69
Gambar 4. 13 Speciment equivalency pada lembar SES untuk 4 layer	69
Gambar 4. 14 Halaman structural equivalency untuk front bulkhead support	70
Gambar 4. 15 Hasil 3-point bending test untuk 5 layer	70
<i>Gambar 4. 16 Speciment equivalency pada lembar SES untuk 5 layer.....</i>	<i>71</i>
Gambar 4. 17 Halaman structural equivalency untuk front bulkhead	72
<i>Gambar 4. 18 Hasil 3-point bending test untuk 8 layer.....</i>	<i>73</i>
Gambar 4. 19 Speciment equivalency pada lembar SES untuk 8 layer	73
Gambar 4. 20 Halaman structural equivalency untuk front bulkhead support	74
Gambar 4. 21 Hasil perimeter shear test untuk 4 layer	74
Gambar 4. 22 Specimen Equivalency Perimeter Shear 4 layer ..	75
Gambar 4. 23 Hasil perimeter shear test untuk 5 layer	76
Gambar 4. 24 Specimen Equivalency Perimeter Shear 5 layer ..	77
Gambar 4. 25 Hasil perimeter shear test untuk 8 layer	77
Gambar 4. 26 Specimen Equivalency Perimeter Shear 8 layer ..	78
Gambar 4. 27 Hasil perimeter tensile test untuk 4 layer	78
Gambar 4. 28 Grafik perbandingan hasil analysis dan simulasi terhadap eksperimen	79
Gambar 4. 29 Chassis monocoque mobil Carstensz.....	81
Gambar 4. 30 Penempelan serat karbon.....	82
Gambar 4. 31 Penempelan honeycomb.....	83
Gambar 4. 32 Proses curing	83
Gambar 4. 33 Chassis monocoque mobil Carstensz.....	84

Gambar 4. 34 Sambungan antara skin dan core yang tidak sempurna.....	84
Gambar 4. 35 Permukaan chassis yang tidak tertutup resin	85

DAFTAR TABEL

Tabel 4. 1 Hasil Perhitungan.....	60
Tabel 4. 2 Tabel Hasil Simulasi	62
Tabel 4. 3 Pemilihan spesimen	65
Tabel 4. 4 Jumlah layer dan layup orientatation pada chassis monocoque mobil Carstensz.....	82

KATA PENGANTAR

Segala puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT yang telah memberikan segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dengan segala keterbatasannya dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Dalam terselesaikannya tugas akhir ini, penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu secara moral maupun materi, yakni:

1. **Alief Wikarta, ST, M.Sc, PhD** selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah banyak memberikan bimbingan dan ilmu mengenai mekanika fluida yang terkait dengan tugas akhir.
2. Bapak **Ir. Bambang Pramujati, M.Sc.Eng.** selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.
3. Bapak **Dr. Ir. Agus Sigit, DEA** selaku dosen wali.
4. **Para Dosen Penguji** selaku dosen yang memberikan kritik, saran, serta masukan yang sangat bermanfaat untuk penyempurnaan tugas akhir ini.
5. **Ayah, Ibu**, yang selalu memberikan do'a dan motivasinya. Tanpa do'a dan motivasi penulis tidak bisa menyelesaikan tugas akhir dengan baik.
6. **Mario Tri Ferdinand** sebagai adik yang selalu menjadi motivasi saya untuk terus menyelesaikan tugas akhir ini.
7. **Seluruh Dosen dan Karyawan** yang telah banyak membimbing penulis dalam menggali ilmu di D3 Teknik Mesin ITS.
8. **Fahrizal, Vemba, Dian, Faisol** atas kerja samanya dalam mengerjakan dan menjadi partner yang baik dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
9. **Zidqi Oddie Matovani** teman kos yang menjadi teman menyelesaikan tugas akhir ini.
10. **Tim ITS Formula Electric** yang berpartisipasi membantu menyelesaikan tugas akhir.
11. **Jericho Advanced Composites** yang memberikan fasilitas untuk mengerjakan tugas akhir ini.

12. **Seluruh teman-teman LJ angkatan 2016** yang selalu membantu dan memberikan semangat kepada penulis. Terimakasih atas segala kritik dan saran serta motivasi yang telah kalian berikan.
13. Semua pihak yang belum disebutkan di atas yang telah memberikan do'a, bantuan, dan dukungannya bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik dan tepat waktu.

Penulis mengharapkan kritik dan saran demi kesempurnaan tugas akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi pengembangan ilmu pengetahuan di masa depan.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

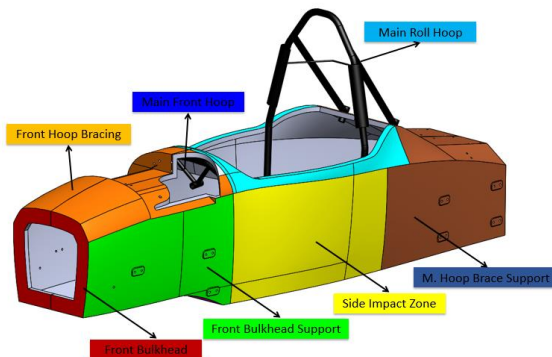
BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Tahun 2018, Tim *Formula Electric* Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) untuk pertama kalinya berpartisipasi pada *Student Formula Japan* (SFJ) di Shizuoka Ecopa Stadium Japan. Perlombaan SFJ ini merupakan salah satu perlombaan Formula Student yang diadakan oleh Society of Automotive Engineer (SAE) di Jepang. Pada perlombaan ini, tim Formula Electric mengikuti kelas Electric Vehicle (EV) dengan mobil Formula yang berkapasitas 40 kW bernama Carstensz.

Beberapa aspek penting dari mobil yang sangat menentukan performa ketika berada di lintasan balap, salah satunya adalah stabilitas kendaraan. Chassis menjadi salah satu bagian terpenting dalam stabilitas sebuah kendaraan selain suspensi, ban, steering dan pengereman. Terdapat dua jenis chassis yang mengikuti regulasi standar FSAE yaitu *space frame chassis* dan *monocoque chassis*. *Monocoque* chassis mempunyai 2 jenis material yang sering digunakan yaitu aluminum dan composite. Tim *Formula Electric* menggunakan composite monocoque chassis berbahan sandwich carbon fiber dengan core aluminum honeycomb yang mempunyai massa lebih ringan dengan kekuatan yang sama dengan space frame chassis.



Gambar 1.1 *Primary structure*

Tim yang mengikuti kompetisi FSAE dan menggunakan chassis monocoque wajib melampirkan dokumen *structural equivalency spreadsheet (SES)*. Untuk mengisi dokumen *SES* dilakukan tiga jenis pengujian yaitu *3-point bending test*, *perimeter shear test* dan *Perimeter Tensile Test* pada ketujuh *primary structure* yang ditunjukkan pada gambar 1.1 kecuali *main roll hoop* dan *front roll hoop*. *3-point bending test* digunakan untuk mengetahui *stiffness* dari spesimen. *Perimeter shear test* digunakan untuk mengetahui kekuatan *skin* dari spesimen. *Perimeter Tensile Test* digunakan untuk mengetahui ketahanan dari spesimen terhadap beban tarik. Untuk mengetahui nilai *stiffness* dari spesimen *3-point bending* dapat dilakukan metode eksperimen yaitu dengan melakukan pengujian *3-point bending* seperti yang telah dilakukan oleh Tom James Ayres pada tahun 2010 dan Cal Poly Racing Formula SAE pada tahun 2015. Namun dengan hanya melakukan metode eksperimen untuk mengetahui *stiffness* spesimen *3-point bending* membutuhkan banyak spesimen pengujian. Oleh karena itu untuk mengurangi jumlah spesimen yang diujikan pada metode eksperimen dilakukan metode *analysis* dan simulasi untuk mengetahui *stiffness* spesimen *3-point bending* seperti yang dilakukan oleh Robert D. Story pada tahun 2014. Pada penelitian yang dilakukan oleh Robert D. Story juga terdapat metode untuk mengetahui beban maksimal yang dapat diterima spesimen saat dilakukan pengujian *3-point bending*, namun metode yang digunakan tidak sebanyak metode yang digunakan oleh A. Petras, M.P.F. Sutcliffe pada tahun 1999.

Oleh karena itu pada penelitian ini mengadaptasi metode *analysis* dan simulasi yang dilakukan oleh Robert D. Story untuk mencari *stiffness* pada spesimen *3-point bending*, menggunakan *failure analysis* yang digunakan oleh A. Petras, M.P.F. Sutcliffe untuk mencari beban maksimal pada dua belas spesimen. Spesimen-spesimen tersebut memiliki tiga variasi jumlah *layer* yang berbeda yaitu tiga, empat dan lima *layer*. Masing-masing jumlah *layer* terdapat variasi *layup orientation*. Semua nilai *stiffness* yang didapatkan dari metode *analysis* dan simulasi

selanjutnya akan dipilih untuk masing-masing *primary structure*. Pengujian *3-point bending* dilakukan terhadap spesimen-spesimen yang telah dipilih untuk masing-masing *primary structure*. Khusus spesimen *side impact structure*, *front bulkhead support* dan *front bulkhead* dilakukan *perimeter shear test* untuk mengetahui kekuatan *skin*. *Perimeter tensile test* dilakukan terhadap spesimen *side impact structure*.

1.2. Rumusan Masalah

Rumusan masalah pada penelitian ini adalah :

1. Bagaimana mendapatkan *stiffness* spesimen *3-point bending* secara *analysis*
2. Bagaimana mendapatkan *stiffness* spesimen *3-point bending* secara simulasi
3. Bagaimana mendapatkan *stiffness* spesimen *3-point bending*, kekuatan *skin* spesimen *perimeter shear strength* dan kekuatan tarik spesimen *Perimeter Tensile Test* dengan metode eksperimen

1.3. Tujuan

Tujuan penelitian ini adalah :

1. Mendapatkan *stiffness* spesimen *3-point bending* secara *analysis*
2. Mendapatkan *stiffness* spesimen *3-point bending* secara simulasi
3. Mendapatkan *stiffness* spesimen *3-point bending*, kekuatan *skin* spesimen *perimeter shear strength* dan kekuatan tarik spesimen *Perimeter Tensile Test* dengan metode eksperimen

1.4. Batasan Masalah

Untuk memperkecil ruang lingkup dan untuk memudahkan dalam analisis masalah dibutuhkan adanya pembatasan masalah. Batasan masalah yang dipergunakan dalam penulisan tugas akhir ini antara lain:

1. Pembahasan hanya pada *chassis*
2. Pada metode *analysis, properties* material dianggap konstan
3. Perhitungan hanya mendapatkan *stiffness* dan beban maksimal
4. Simulasi hanya mendapatkan *stiffmess* dan beban maksimal
5. Pada metode *analysis* dan simulasi *bonding* antara *skin carbon* dan *aluminum honeycomb* dianggap sempurna

1.5. Manfaat

Manfaat yang dapat diambil dari penulisan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Mengisi *Structural Equivalency Spreadsheet (SES)*
2. Mendapatkan *chassis monocoque* yang ringan tanpa mengurangi kekuatan
3. Sebagai referensi untuk membuat *chassis monocoque* selanjutnya

1.6. Sistematika Penulisan

BAB I PENDAHULUAN

Bab ini berisi tentang latar belakang penulisan, perumusan masalah yang dipilih, tujuan penulisan, manfaat penulisan, batasan permasalahan dan sistematika penulisan.

BAB II DASAR TEORI

Bab ini berisi tentang persamaan - persamaan yang mendasari perumusan masalah, FSAE rules, Pengetahuan tentang chassis, standar pengujian.

BAB III METODE PENELITIAN

Bab ini menjelaskan langkah-langkah perhitungan hingga pengujian, mulai dari perhitungan stiffness, tensile strength, jumlah layer, layup order, dan pengujian spesimen.

BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Bab ini menguraikan data yang diperoleh saat analisis, simulasi dan eksperimen. Data yang diperoleh dari analisis adalah stiffness dan beban maksimal, dari metode simulasi adalah stiffness dan dari metode eksperimen berupa grafik beban dan displacement.

BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

Bab ini memaparkan kesimpulan yang diperoleh selama pembuatan tugas akhir ini yang merupakan ringkasan jawaban dari permasalahan yang dipilih. Dan berisikan saran-saran dari penulis.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Student Formula Japan

Student Formula Japan adalah sebuah kompetisi untuk mahasiswa yang diselenggarakan oleh SAE. Kompetisi ini dimulai sejak tahun 2003, dan pada tahun 2018 ini bertempat di sirkuit ECOPA (Ogasayama Sports Park), Shizuoka Prefecture, Japan. Pada kompetisi ini, mahasiswa dituntut untuk dapat mendesain dan membuat suatu kendaraan berupa mobil formula mini yang tentunya dapat bersaing di beberapa event yang sudah ditentukan.

Ada dua macam event dalam *Student Formula Japan*, yaitu *Static Event* dan *Dynamic Event*. *Static Event* meliputi *technical inspection*, *cost report*, *business plan presentation* dan *design report*. Serta *Dynamic Event* yang meliputi *acceleration*, *skid pad*, *autocross*, *endurance* dan *efficiency*. Karena juaranya ditentukan dari hasil akumulasi nilai dari kedua event ini. Ada banyak penghargaan diluar juara seperti *best rookie* untuk pendatang baru terbaik, dan masih banyak lagi. Model kendaraan yang dikompetisikan dalam kejuaraan tersebut seperti pada gambar 2.1.



Gambar 2.1 Mobil Formula SAE

2.2. Regulasi FSAE

2.2.1. Baseline Material

Berdasarkan regulasi T.3.4.1 struktur utama chassis mobil FSAE harus terbuat dari pipa baja ringan atau baja campuran yang terdiri dari minimal 0.1% carbon dengan dimensi dan ketebalan seperti tabel 2.1.

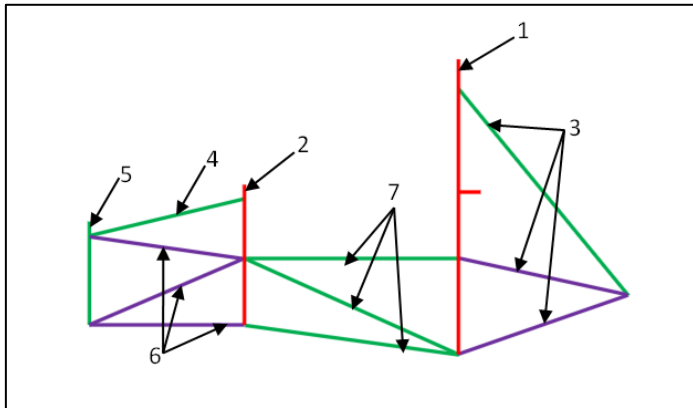
Tabel 2.1. Standar dimensi pipa baja untuk struktur chassis

ITEM or APLICATION	OUTSIDE DIAMETER X WALL THICKNESS
Main Front Hoops, Shoulder Harness Mounting Bar	Round 1.0 inch (25.4 mm) x 0.095 inch (2.4 mm) or Round 25.0 mm x 2.50 mm met
Side Impact Structure, Front Bulkhead, Roll Hoop Bracing, Driver's Restraint Harness Attachment (except as noted above) EV: Accumulator Protection Structure	Round 1.0 inch (25.4 mm) x 0.065 inch (1.65 mm) or Round 25.0 mm x 1.75 mm metric or Round 25.4 mm x 1.60 mm metric or Square 1.00 inch x 1.00 inch x 0.047 inch or Square 25.0 mm x 25.0 mm x 1.20 mm metric
Front Bulkhead Support, Main Hoop Bracing Supports, Shoulder Harness Mounting Bar Bracing EV: Tractive System Components Protection	Round 1.0 inch (25.4 mm) x 0.047 inch (1.20 mm) or Round 25.0 mm x 1.5 mm metric or Round 26.0 mm x 1.2 mm metric
Bent Upper Side-Impact Member (T3.24.3a)	Round 1.375 inch (35.0mm) x 0.047 inch (1.20mm)

Material yang digunakan untuk perhitungan dalam SES (Structural Equivalency Spreadsheet) dan SRCF (Structural Requirements Certification Form) seperti yang disebutkan dalam regulasi T.3.4.5 harus mengikuti spesifikasi sebagai berikut :

- non-welded material
 - Young's Modulus : 200 Gpa (29000 ksi)
 - Yield Strength : 305 Mpa (44.2 ksi)
 - Ultimate Strength : 365 Mpa (52.9 ksi)
- welded material
 - Yield Strength : 180 Mpa (26 ksi)
 - Ultimate Strength : 300 Mpa (43.5 ksi)

2.2.2. Driver's Cell



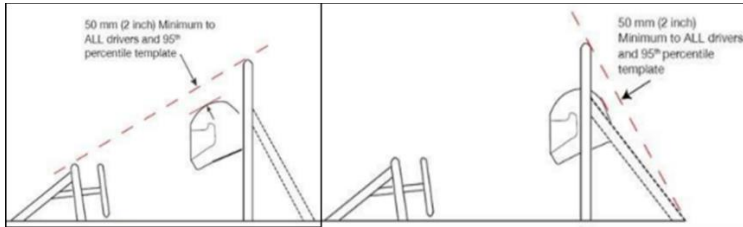
Gambar 2.2 *Primary Structure*

Berdasarkan regulasi T.3.3 untuk menjamin keamanan dari pengemudi pada kendaraan yang akan dilombakan di kompetisi ini, dari pihak SAE sudah memberlakukan aturan dalam perancangan mobil. Rule dari SAE ini tidak hanya ditujukan untuk keselamatan saja, tetapi juga agar kendaraan yang sudah dibuat dapat menahan beban saat kendaraan sedang berakselerasi, bermanuver maupun saat deselerasi atau saat dilakukan pengereman. Rule design *chassis* yang digunakan dalam lomba SFJ kali ini adalah sesuai standar SAE International yang tiap tahunnya di berikan kepada para peserta perlombaan. Struktur utama yang harus ada pada chassis seperti pada gambar 2.2 beserta regulasinya adalah sebagai berikut.

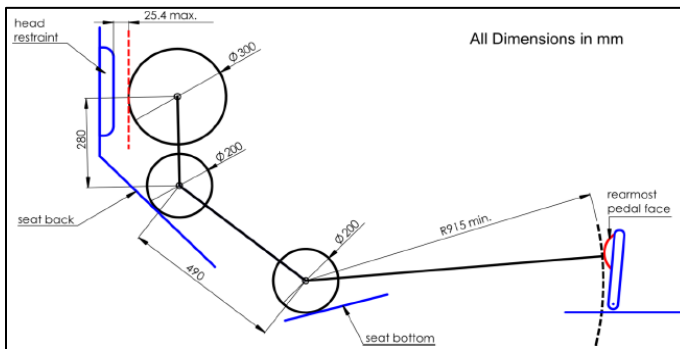
1. Main roll hoop
2. Front roll hoop
3. Main roll hoop bracing and support
4. Front roll hoop bracing and support
5. Front bulkhead
6. Front bulkhead support
7. Side impact structure

2.2.3. Main and Front Roll Hoop General Requirements

Dalam merancang *main hoop* dan *front hoop* penting untuk melihat regulasi yang secara detail dijelaskan dalam regulasi T.3.10. Di dalam regulasi juga disebutkan tentang ukuran standar driver SAE yang mengikuti 95th percentile male template. Untuk lebih detail dijelaskan pada gambar 2.3 dan 2.4.



Gambar 2.3 *Helm clearance*



Gambar 2.4 *95th percentile*

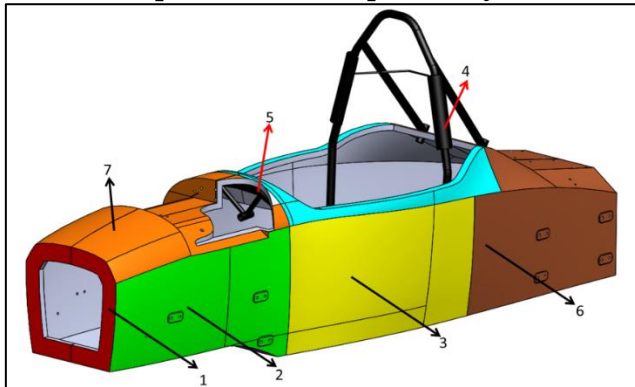
2.2.4. Monocoque Requirement

Dalam merancang monocoque chassis terdapat persyaratan utama yang harus dipenuhi oleh peserta yang dijelaskan detail dalam regulasi T.3.27. Semua perhitungan dalam merancang monocoque chassis harus *equivalent* dengan SAE/AISI 1010, semua perhitungan tersebut terdapat di SES dan harus dibawa ketika *technical inspection*. Orientasi layup carbon tidak boleh melebihi dari dua sudut yang menyimpang dari sudut normalnya.

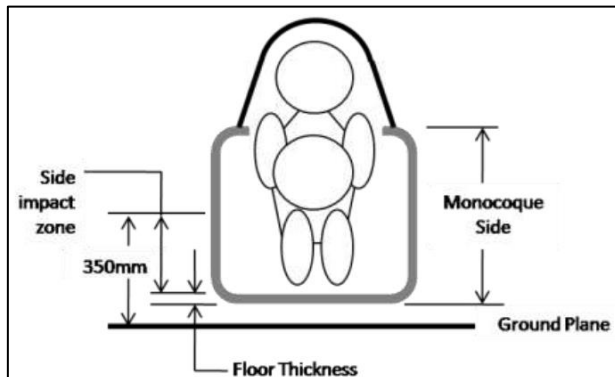
Composite monocoque harus memenuhi regulasi T.3.8 yaitu :

- Memiliki dokumen tentang tipe material, bukti pembelian, dokumen *shipping* dan spesifikasi material.
- Mengirim detail teknik layup composite
- Mengirim SES (Structural Equivalency Spreadsheet)

2.2.5. Monocoque Structural Equivalency



Gambar 2.5 *Monocoque primary structure*



Gambar 2.6 *Side impact zone*

Struktur utama monocoque chassis sama dengan space frame chassis seperti gambar 2.5. Terdapat persyaratan khusus dalam merancang masing – masing bagian dari struktur utama yang akan dijelaskan di bawah ini.

1. Front bulkhead

Monocoque front bulkhead harus mempunyai *buckling modulus* yang identic dengan baseline materialnya dan mempunyai *perimeter shear strength* sama dengan plat baja setebal 1.5 mm. Part mobil maksimal berjarak satu inchi dari permukaan belakang bulkhead. Sesuai regulasi T.3.31.

2. Front bulkhead Support

Sesuai dengan regulasi T.3.32 material yang digunakan untuk *front bulkhead support* harus memiliki *buckling modulus* yang identic dengan jumlah baseline material yang digantikan, sedangkan *perimeter shear strength* dari *front bulkhead support* minimal mempunyai nilai 4 kN.

3. Side impact structure

Dimensi Side impact structure ditentukan oleh regulasi seperti gambar 2.6. *buckling modulus* untuk *side impact* minimal identic dengan tiga baseline material. Untuk vertical *side impact* minimal mempunyai nilai *buckling modulus* yang identic dengan dua *baseline material* dan untuk horizontal satu *baseline material*. Vertical *side impact* harus memiliki serapan energy yang identic dengan dua baseline material. *Perimeter shear strength* untuk *side impact* minimal 7.5 kN, seperti yang tertulis dalam reglasi T.3.33.

4. Main roll hoop

Main roll hoop harus terbuat dari sebuah pipa baja dan tidak boleh ada potongan. Main roll hoop harus terhubung secara mekanis di atas dan di bawah monocoque atau di tengah dan dibuktikan kekuatannya dalam SES. Bracket penghubung antara main roll hoop dan monocoque harus mempunyai ketebalan minimal 2 mm.

5. Front roll hoop

Front roll hoop terbuat dari pipa baja atau aluminium dan tidak boleh terbuat dari composite. Menghubungkan main hoop dan monocoque boleh dengan teknik laminasi yang mempunyai kekuatan sama dengan empat penghubung secara mekanis serta harus tertulis dalam SES.

6. Main roll hoop support and bracing

Bracing dari main roll hoop harus terbuat dari pipa baja berdasarkan aturan baseline material dan roll hoop general requirement. Untuk support dari main roll hoop bracing boleh terbuat dari composite dan harus tertulis dalam SES.

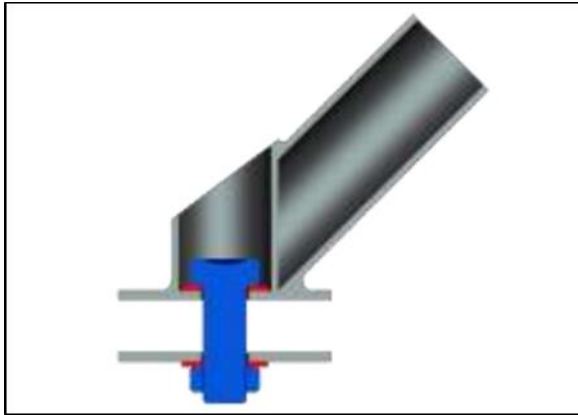
7. Front roll hoop support and bracing

Bracing dari front roll hoop bracing boleh terbuat dari composite berdasarkan main roll hoop general requirement dan kekuatan dari bracing tersebut harus tertulis di SES.

2.2.6. Monocoque Attachment

Dalam segala arah, setiap titik prnghubung antar struktur utama harus dapat menahan beban 30 kN. Laminasi, bracket dan backing plate harus mempunyai kekakuan, *shear area*, *bearing area*, dan *weld area* yang mencukupi dan dapat menahan beban 30 kN dalam segala arah. Pembuktian bahwa brackets mempunyai kekakuan yang mencukupi harus dibuktikan dengan metode analisis dan harus dilampirkan dalam SES.

Dalam setiap titik penghubung harus memenuhi minimal dua *8 mm metric grade 8.8 (5/16 inch SAE grade 5) bolts* dan *backing plate* dengan ketebalan minimal 2 mm. Front dan main roll hoop bracing mungkin menggunakan satu *10 mm metric grade 8.8 (3/8 inch SAE grade 5) bolts* jika *bolts* terletak berada di tengah pipa seperti gambar 2.7, berdasarkan regulasi T.3.39.



Gambar 2.7 *Alternative attachment*

2.2.7. Monocoque Driver Harness Attachment

Titik penghubung untuk *driver harness* dibagi menjadi 3 bagian yaitu *shoulder harness*, *lap belt* dan *anti-submarine belt*. Titik penghubung *Shoulder harness* harus dapat menahan beban 13 kN, *lap* dan *anti-submarine belt* sebesar 6.5 kN sebelum mengalami kegagalan. Jika titik penghubung *lap* dan *anti-submarine belt* menjadi satu, titik tersebut harus dapat menahan beban sebesar 19.5 kN sebelum kegagalan. Keterangan mengenai *driver harness* dijelaskan dalam gambar 2.8[2].



Gambar 2.8 *Driver harness*

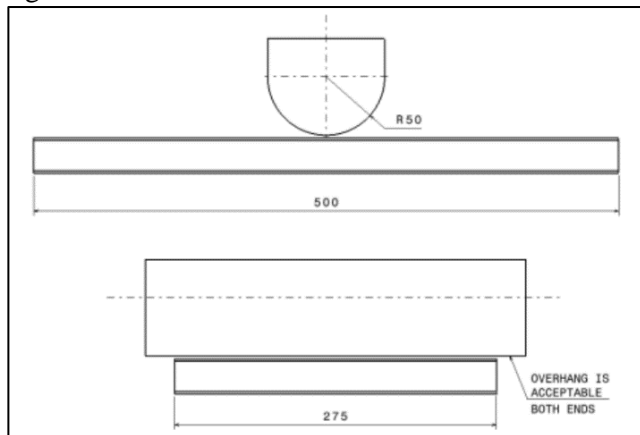
2.2.8. Monocoque Test Sample Testing

Dalam membuat chassis monocoque diperlukan pengujian spesimen yang dibagi menjadi tiga jenis pengujian, yaitu :

1. 3-Point Bending Test

Setiap tim yang menggunakan chassis monocoque harus membuat spesimen berukuran 500 mm x 275 mm untuk dilakukan uji 3-point bending. Properties dari spesimen tersebut minimal sama dengan baseline material yang digantikan dalam struktur tersebut.

Khusus untuk *side impact structure* sebelum melakukan pengujian, tim harus melakukan "*rig compliance*" yaitu melakukan uji 3-point bending pada dua baja baseline material dari *side impact structure*. Indentor dari uji 3-point bending berdiameter 100 mm dan harus melebihi panjang spesimen seperti gambar 2.9.

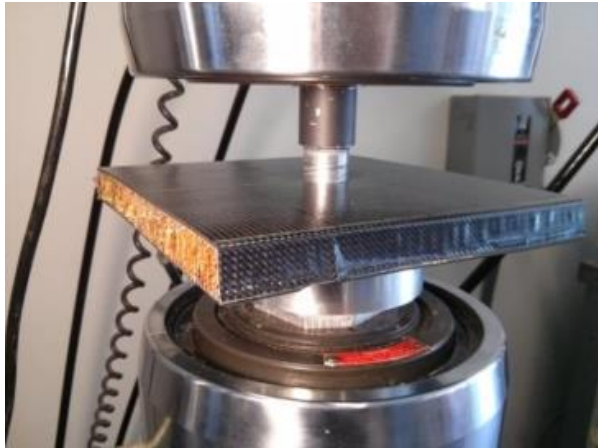


Gambar 2.9 Setup 3-point bending

2. Perimeter Shear Test

Perimeter shear test adalah mengukur gaya yang dibutuhkan oleh silinder berdiameter 25 mm untuk menembus spesimen uji yang berukuran 100 mm x 100 mm. Tumpuan harus menumpu semua permukaan spesimen kecuali lubang berukuran 32 mm

yang lurus dengan titik pembebanan seperti pada gambar 2.10.[3]



Gambar 2.10 *Perimeter shear strength*

3. Perimeter Tensile Test

Kekuatan dari driver harness harus dibuktikan dengan membuat spesimen uji. Tumpuan spesimen minimal 125 mm dari titik pembebanan. Pembebanan tegak lurus dengan spesimen uji seperti pada gambar 2.11.[3]



Gambar 2.11 *Perimeter Tensile Test*

2.3. Komposit[4]

2.3.1. Pengertian Komposit

Menurut definisi, komposit adalah struktur yang dibuat dari bahan-bahan yang berbeda-beda, ciri-cirinya pun tetap terbawa setelah komponen terbentuk sepenuhnya. Komposit adalah suatu material yang terbentuk dari kombinasi dua atau lebih material sehingga dihasilkan material komposit yang mempunyai sifat mekanik dan karakteristik yang berbeda dari material pembentuknya.

Komposit memberikan suatu pengertian yang sangat luas dan berbeda-beda, serta mengikuti situasi dan perkembangan bahan itu sendiri. Gabungan dua atau lebih bahan merupakan suatu konsep yang diperkenalkan untuk menerangkan definisi komposit. Walaupun demikian definisi ini terlalu umum, karena komposit ini merangkumi semua bahan termasuk plastik yang diperkuat dengan serat, logam alloy, keramik, kopolimer, plastik berpengisi atau apa saja campuran dua bahan atau lebih untuk mendapatkan suatu bahan yang baru.

Komposit memiliki sifat mekanik yang lebih bagus dari logam, kekakuan jenis (modulus Young/density) dan kekuatan jenisnya lebih tinggi dari logam. Beberapa lamina komposit dapat ditumpuk dengan arah orientasi serat yang berbeda, gabungan lamina ini disebut sebagai laminat. Komposit dibentuk dari dua jenis material yang berbeda, yaitu:

1. Penguat (Reinforcement), yang mempunyai sifat kurang elastis tetapi lebih kaku serta lebih kuat.
2. Matriks, umumnya lebih elastis tetapi mempunyai kekuatan dan kekakuan yang lebih rendah.

2.3.2. Bagian Utama Dari Komposit

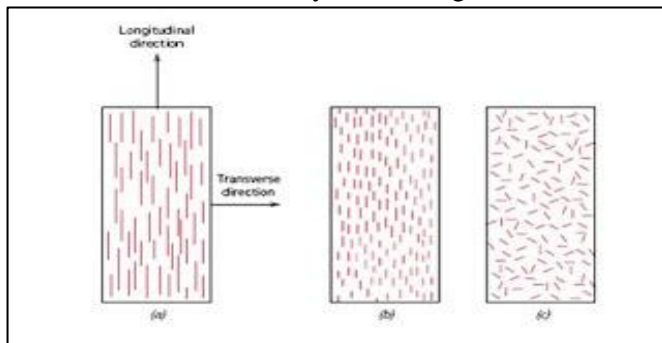
2.3.2.1. Reinforcement

Salah satu bagian utama dari komposit adalah *reinforcement* (penguat) yang berfungsi sebagai penanggung beban utama pada struktur komposit. Terdapat banyak jenis penguat yang dapat digunakan dalam membuat komposit dan beberapa diantaranya

yang sering digunakan dalam pembuatan komposit akan dijelaskan sebagai berikut :

a. Fiber Reinforced

Pada sub-spesifikasi *fiber reinforced*, penguat yang digunakan berbentuk serat. Ada dua jenis yaitu *continuous*(serat panjang) dan *discontinuous*(serat pendek), kedua jenis ini dibedakan berdasarkan bentuk susunan seratnya. Pada *discontinuous* ada dua jenis yaitu *aligned* (lurus) dan *random orientation* (acak). Interaksi antara matriks dan penguat memegang peranan penting. Penguat cenderung menahan pergeseran matriks di sepanjang serat dan menerima distribusi tegangan dari matriks. Peningkatan kualitas sifat-sifat mekaniknya tergantung pada ikatan *interface* matriks dan seratnya. *Fiber reinforced* memiliki kekuatan dan kekakuan yang tinggi jika menerima gaya searah dengan arah serat, akan tetapi jika gaya yang diterima tegak lurus dengan arah serat maka kekuatan dan kekakuannya akan sangat lemah.



Gambar 2.12 *Continuous and aligned (a), discontinuous and aligned (b) dan discontinuous randomly oriented fiber*

b. Carbon Fiber

Carbon fiber merupakan material yang terdiri dari serat berdiameter 5-10 μm dengan sebagian besar susunannya adalah atom karbon, dimana struktur karbon berbentuk kristal. Ukuran *tow* pada *Carbon fibre* terdiri dari 3k, 6k, 12k, 24k, 40k, 48k,

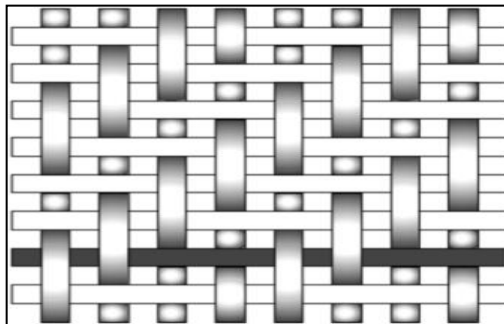
80k, 160k, 320k, 400k dan 410k. Untuk 1 tow yang terdiri dari 3k maksudnya adalah terdiri dari 3000 serat.

Carbon fibre dibuat dengan karbonisasi dari material PAN (*Polyacrylonitrile*) dan Rayon yang biasa digunakan saat ini, material tersebut merupakan polimer tekstil. Setelah proses karbonisasi dilanjutkan proses grafitisasi pada temperatur tinggi dan dilanjutkan dengan proses penggulangan serat-serat karbon atau ditenun menjadi bentuk anyaman. *Carbon fiber* dapat diaplikasikan pada pesawat terbang, otomotif, konstruksi, militer, dan peralatan olahraga. *Carbon fiber* biasanya dijadikan *filler* untuk material komposit, kelebihan dari *Carbon fiber* ini antara lain:

- Massa jenis rendah
- Kekakuan dan kekuatan tinggi
- Memiliki *chemical resistance* yang tinggi, *temperature tolerance* yang tinggi and *thermal expansion* yang rendah

Pada *Carbon fiber* dapat berbentuk seperti gulungan benang atau tenunan seperti kain, perbedaan bentuk dan jenis anyaman memiliki sifat yang berbeda - beda.

Pada sub-spesifikasi *Planar (2-D)*, *woven biaxial* terdiri dari *plain weave*, *basket weave*, *leno weave*, *mock leno weave*, *twill weave*, *satin weave* dan *high modulus weave*. Pada bentuk *twill weave*, pola yang dibentuk adalah pola selang - seling dengan 1 tow melewati 2 tow diatas atau dibawah, pola ini cukup baik karena anyamannya yang cukup rekat.



Gambar 2.13 *Twill weave*

2.3.2.2. *Matrix*

Matrix adalah bagian komposit yang mempunyai fraksi volume terbesar. Matrix mempunyai fungsi sebagai berikut :

- Mentransfer tegangan ke serat secara merata
- Melindungi serat dari gesekan mekanik
- Mempertahankan serat pada posisinya
- Melindungi dari lingkungan yang merugikan
- Tetap stabil setelah proses manufaktur.

Dan matrix mempunyai sifat sebagai berikut :

- Sifat mekanis yang baik
- Kekuatan *bonding* yang baik
- Ketangguhan yang baik
- Tahan terhadap temperature

Berikut adalah matrix yang sering digunakan dalam pembuatan struktur komposit

a. *Epoxy*

Epoxy didapatkan dengan proses *curing* (*cross-linking*) secara kimiawi dengan amina, anhidrida, fenol, asam karboksilik, dan alkohol. *Epoxy* merupakan resin cair yang mengandung beberapa group epoksida seperti *diglycidyl ether of bisphenol A* (DGEBA) yang memiliki dua grup epoksida. Proses *curing* dilakukan dengan cara menambahkan *curing agent*, misalnya *diethylene triamine* (DETA). Selama proses *curing* molekul-molekul DGEBA akan membentuk ikatan cross-link. Ikatan ini akan menghasilkan bentuk tiga dimensi yang disebut network dan akhirnya membentuk *epoxy* padat.

Epoxy merupakan salah satu polimer termoset. *Epoxy* merupakan material serba guna yang banyak digunakan dalam kehidupan sehari-hari. *Epoxy* banyak digunakan dalam industri penerbangan maupun digunakan untuk peralatan olahraga. Ada berbagai jenis dan *grade*, sehingga bisa disesuaikan untuk aplikasinya. Adapun beberapa kelebihan dari *epoxy* antara lain :

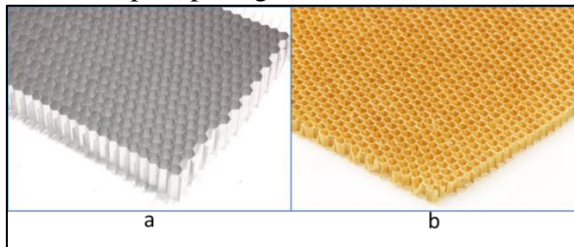
- Cocok untuk material matiks karena penyusutan material rendah.

- Sifat adhesif material baik.
- Ketahanan kimia material yang baik.
- Material memiliki sifat mekanik, seperti ketangguhan yang baik.
- Temperatur *curing* 120⁰-170⁰ C.
- *Flame resistance* yang baik

2.3.2.3. *Honeycomb Core*

Core berfungsi membuat struktur komposit menjadi kaku, menambah ketebalan tanpa meningkatkan berat secara drastis. Contoh dari material *core* yang digunakan adalah *honeycomb*, *foam*, kayu balsa, *lantor soric* dan *diviny cell*.

Honeycomb core adalah material dengan susunan *cell* berbentuk hexagonal seperti sarang lebah. Geometri Hexagonal adalah geometri yang mampu disusun tanpa terputus dan bentuknya yang segi enam dapat mentransferkan beban yang diterima. Ada 2 jenis bahan *honeycomb core* yaitu aluminium, *nomex aramid* seperti pada gambar 2.14.[5]



Gambar 2.14 (a) Aluminium (b) *nomex honeycomb*

a. *Aluminium Honeycomb*

Aluminium *Honeycomb* terbuat dari aluminium alloy seri 5056, 5052, 2024 dan 3003. Merupakan core utama yang sering digunakan pada komposit dalam bidang penerbangan dan otomotif. Aluminium *honeycomb* akan memberikan kekakuan yang tinggi dan mengurangi berat yang signifikan jika diproduksi dengan benar. Properti dari aluminium *honeycomb* dapat dilihat pada gambar 2.15.[5]

	1/8" (3.2mm)	1/4" (6.4mm)	3/4" (19.1mm)
Nominal Density (pcf)	4.5 (72.1kg/m ³)	5.2 (83.3kg/m ³)	1.8 (28.8kg/m ³)
Aluminium Series	5052	3003	3003
Foil Thickness (micron)	35	70	50
Perforated?	No	Yes	Yes
Corrosion Treated	No	Yes	Yes
Compressive Strength - Bare (psi)	539	625	55
Compressive Strength - Stabilised (psi)	559	655	65
Crush Strength (psi)	255	235	25
Plate Shear (L direction) Strength (psi)	340	360	50
Plate Shear (L direction) Modulus (ksi)	70	65	13
Plate Shear (W direction) Strength (psi)	220	210	35
Plate Shear (W direction) Modulus (ksi)	31	35	6

Gambar 2.15 *Properties aluminium honeycomb*

b. *Nomex Honeycomb*

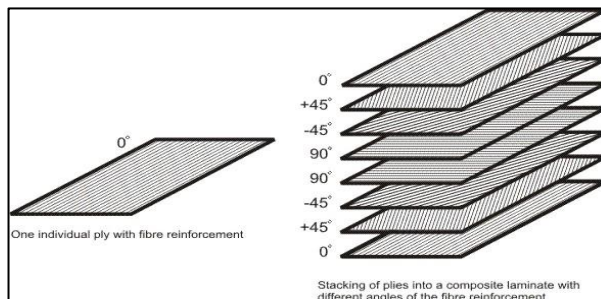
Honeycomb berbahan aramid merupakan *core* yang sering dipakai pada bidang penerbangan khususnya dibagian *cabinets*, loker dan *bulkhead* seperti pada kendaraan Formula-1 karena memiliki performa yang baik jika diproduksi dengan baik dan benar. Properti dari *nomex honeycomb* dapat dilihat pada gambar 2.16.[5]

Material	Cell Size	Density	Fire Resistance
Phenolic Resin Bonded Nomex Paper	3.2mm	29kg ³	FAR 25.583
Mechanical Properties:			
Property	Metric	Imperial	
Stabilised Compressive Strength	0.90 MPa	131 PSI	
Stabilised Compressive Modulus	60 MPa	8.7 KSI	
Plate Shear Strength (L Direction)	0.5 MPa	72.5 PSI	
Plate Shear Modulus (L Direction)	25 MPa	3.6 KSI	
Plate Shear Strength (W Direction)	0.35 MPa	50.8 PSI	
Plate Shear Modulus (W Direction)	17 MPa	2.4 KSI	

Gambar 2.16 *Properties nomex honeycomb*

2.4. Struktur Komposit[4]

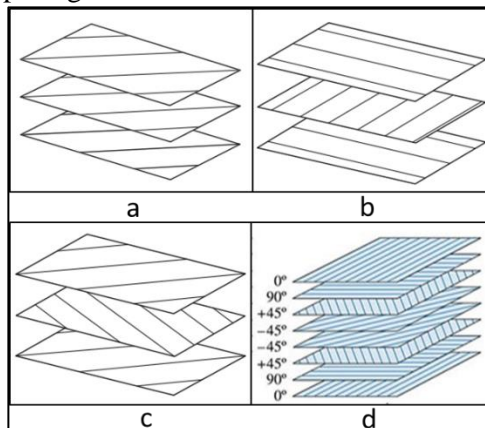
2.4.1. *Laminate*



Gambar 2.17 *Laminate*

Laminate adalah gabungan dari dua atau lebih *lamina* (satu lembar komposit dengan arah serat tertentu) yang membentuk elemen struktur secara integral pada komposit. Proses pembentukan *lamina* menjadi *laminate* dinamakan proses *laminasi*. Sebagai elemen sebuah struktur, *lamina* yang serat penguatnya searah saja (*unidirectional lamina*) pada umumnya tidak menguntungkan karena memiliki sifat yang buruk. Untuk itulah struktur komposit dibuat dalam bentuk *laminate* yang terdiri dari beberapa macam *lamina* yang diorientasikan dalam arah serat yang berbeda dan digabungkan bersama sebagai sebuah unit struktur. Terdapat beberapa jenis *laminate*, yaitu:

- 1) *Unidirectional, laminate* dengan tiap *lamina* mempunyai arah serat yang sama. kekuatan terbesar dari jenis *laminate* ini adalah searah seratnya.
- 2) *Cross-ply, laminate* ini mempunyai susunan lamina dengan serat yang saling tegak lurus satu sama lain.
- 3) *Angle-ply, laminate* ini mempunyai susunan lamina yang bersudut dan bukan 0° dan 90°.
- 4) *Quasi-isotropic, laminate* sangat kompleks karena orientasi *lamina* di dalamnya mengandung *cross-ply* dan *angle-ply* seperti pada gambar 2.18.



Gambar 2.18 (a) *unidirectional* (b) *cross-ply* (c) *angle-ply* (d) *quasi-isotropic laminate*

2.4.2. Komposit *Sandwich*[4]

Komposit *Sandwich* merupakan komposit yang tersusun dari 3 lapisan, yaitu 2 lapisan luar (*skin*) dan 1 lapisan inti (*core*). Lapisan luar dan lapisan inti digabungkan menggunakan lapisan adhesive berupa epoxy structural atau adhesive film. Komposit *sandwich* dibuat dengan tujuan untuk efisiensi berat yang optimal, namun mempunyai kekakuan dan kekuatan yang tinggi. Komposit *sandwich* merupakan jenis komposit yang cocok untuk menahan beban lentur, kejut dan meredam getaran dan suara. Komposit *sandwich* dapat diaplikasikan sebagai struktural maupun non-struktural dari bagian internal maupun eksternal pada pesawat, kereta, bus, truk dan jenis kendaraan lainnya.

Komponen penyusun komposit *sandwich* minimal terdiri dari 2 yaitu *skin* dan *core*. Untuk mendapatkan kekuatan *bonding* yang lebih baik ditambahkan satu komponen yaitu *adhesive film*. Berikut penjelasan lebih lengkap dari ketiga komponen tersebut.

a. *Skin*

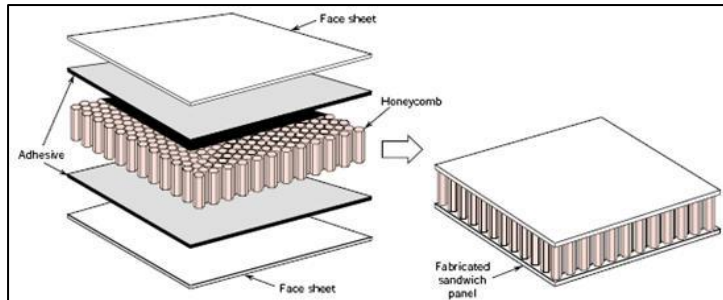
Skin adalah bagian terluar dari komposit *sandwich*. Material terbuat dari *reinforcement* komposit yang telah dijelaskan. *Carbon fiber*, *Aramid* dan *glass fiber* adalah material yang sering digunakan dalam struktur komposit *sandwich*.

b. *Core*

Core adalah pengisi dari composite *sandwich*. Tujuan dari penambahan *core* adalah agar terjadi penambahan ketebalan tanpa adanya peningkatan massa yang signifikan, sehingga didapatkan kekakuan yang baik. *Core* komposit *sandwich* harus mempunyai massa yang rendah, ringan, mempunyai *flexural strength* yang baik, dan mempunyai *interlaminar shear strength* yang tinggi.

c. *Adhesive Film*

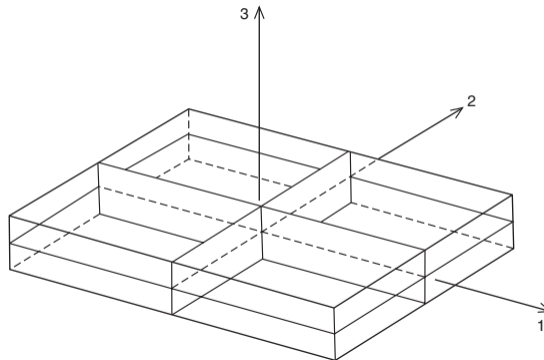
Adhesive Film adalah zat perekat yang digunakan untuk mengikat *skin* dan *core*. *Adhesive* juga harus tahan terhadap bahan kimia dan panas supaya ketika dalam keadaan tersebut daya rekatnya tidak berkurang.



Gambar 2.19 *Composite sandwich*

2.5. *Isotropic, Anisotropic, dan Orthotropic Materials*[4]

Material isotrop adalah material yang memiliki properties sama di semua arah. Dengan demikian material isotrop memiliki jumlah plane yang tidak terbatas yang memiliki properties yang sama di dua sisi plane tersebut. Material anisotrop adalah material yang memiliki properties tidak sama di semua arah. Dengan demikian material anisotrop tidak memiliki plane yang memiliki properties yang sama di dua sisi plane. *Fiber-reinforced composites* memiliki tiga plane yang memiliki properties yang sama di kedua sisi plane tersebut yang diberi nama 1-2, 2-3 dan 1-3 seperti pada gambar 2.20 dan disebut material orthotrop. Titik temu antara tiga plane tersebut diberi nama *axes* 1, 2 dan 3 dan disebut dengan *principal material directions*.



Gambar 2.20 *3 plane simetri pada orthotropic material*

2.6. Elastic Properties of a Angle-Ply Continous Lamina[4]

Persamaan-persamaan di bawah ini digunakan untuk mengetahui elastic properties dari lamina yang pembebanannya menyimpang sebesar θ dari arah standar fiber seperti gambar 2.27

Persamaan untuk mencari angle-ply lamina berdasar pada elastic properties *cross-ply lamina*.

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{(\cos \theta)^4}{E_{11}} + \frac{(\sin \theta)^4}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) (\sin 2\theta)^2 \quad (2.1)$$

$$\frac{1}{E_{yy}} = \frac{(\cos \theta)^4}{E_{22}} + \frac{(\sin \theta)^4}{E_{11}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) (\sin 2\theta)^2 \quad (2.2)$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{G_{xy}} = & \frac{1}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \\ & - \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) (\cos 2\theta)^2 \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$\nu_{xy} = E_{xx} \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) (\sin 2\theta)^2 \right] \quad (2.4)$$

$$\nu_{yx} = \frac{E_{yy}}{E_{xx}} \nu_{xy} \quad (2.5)$$

2.7. Compliance and Stiffness Matrices for Generally Orthotropic Lamina[4]

Hubungan tegangan regangan pada *orthotropic lamina* dapat dinyatakan dengan matrix seperti persamaan 2.6

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

dimana $[\bar{Q}]$ adalah kekakuan untuk lamina. Perbedaan nilai dari $[\bar{Q}]$ dinyatakan dalam sudut dan $[Q]$

$$\bar{Q}_{xx} = U_1 + U_2 \cos 2\theta + U_3 \cos 4\theta \quad (2.5)$$

$$\bar{Q}_{xy} = U_4 - U_3 \cos 4\theta \quad (2.6)$$

$$\bar{Q}_{yy} = U_1 - U_2 \cos 2\theta + U_3 \cos 4\theta \quad (2.7)$$

$$\bar{Q}_{xs} = \frac{1}{2} U_2 \sin 2\theta + U_3 \sin 4\theta \quad (2.8)$$

$$\bar{Q}_{ys} = \frac{1}{2} U_2 \sin 2\theta - U_3 \sin 4\theta \quad (2.9)$$

$$\bar{Q}_{ss} = \frac{1}{2} (U_1 - U_4) - U_3 \sin 4\theta \quad (2.10)$$

U adalah *angle-invariant stiffness* dan untuk mendapatkan U digunakan persamaan

$$U_1 = \frac{1}{8} (3Q_{11} + 3Q_{22} + 2Q_{12} + 4Q_{66}) \quad (2.11)$$

$$U_2 = \frac{1}{2} (Q_{11} - Q_{22}) \quad (2.12)$$

$$U_3 = \frac{1}{8} (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 4Q_{66}) \quad (2.13)$$

$$U_4 = \frac{1}{8} (Q_{11} + Q_{22} + 6Q_{12} - 4Q_{66}) \quad (2.14)$$

$$U_5 = \frac{1}{2} (U_1 - U_4) \quad (2.15)$$

dimana Q didapatkan dengan persamaan

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.16)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.17)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (2.18)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (2.19)$$

2.8. Laminate Engineering Properties[6]

Persamaan sederhana *properties laminate* bisa diturunkan untuk sebagai fungsi dari kekakuan *laminate* untuk kasus *symmetric balanced laminate*. Diumpamakan sebuah struktur *laminate* menerima pembebanan N_x seperti gambar 2.20. Lalu persamaan *Young's modulus* \bar{E}_x dan *Poisson ratio* $\bar{\nu}_{xy}$ adalah

$$\bar{E}_x = \frac{N_x}{he_x^o} \quad (2.20)$$

$$\bar{v}_{xy} = -\frac{e_y^o}{e_x^o} \quad (2.21)$$

dimana e_x^o dan e_y^o adalah *normal strain* dalam sumbu x dan y dan h adalah ketebalan dari *laminat*.

Hubungan antara gaya dan deformasi dapat dinyatakan dalam persamaan

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{xx} & A_{xy} & A_{xs} \\ A_{xy} & A_{yy} & A_{ys} \\ A_{sx} & A_{sy} & A_{ss} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_x^o \\ e_y^o \\ \gamma_x^o \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

dimana

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij}^k (z_k - z_{k-1}) \quad (2.23)$$

karena pada kasus ini dikhususkan pada *symmetric balanced laminate* maka persamaan 2.22 menjadi

$$\begin{bmatrix} N_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{xx} & A_{xy} & 0 \\ A_{xy} & A_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & A_{ss} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_x^o \\ e_y^o \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

dari matrix pada persamaan 2.24 didapatkan

$$N_x = A_{xx}e_x^o + A_{xy}e_y^o \quad (2.25)$$

$$N_x = A_{xy}e_x^o + A_{yy}e_y^o \quad (2.26)$$

lalu dari persamaan 2.20, 2.21 dan 2.25 didapatkan

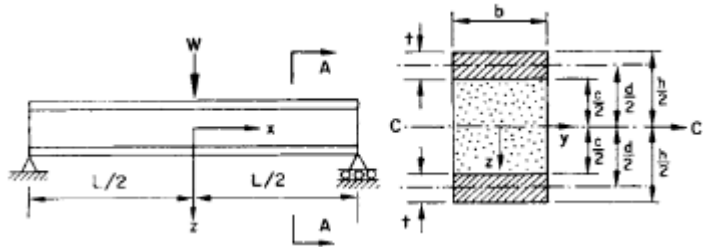
$$\bar{E}_x = \frac{1}{h} \left[A_{xx} - \frac{A_{xy}^2}{A_{yy}} \right] \quad (2.27)$$

$$\bar{v}_{xy} = \frac{A_{xy}}{A_{xx}} \quad (2.28)$$

2.9. Deflection of a Simply Supported Sandwich Beam with Antiplane Core and Thin Faces (Symmetrical Load)[7]

Sandwich beam seperti pada gambar 2.21 memiliki dua lapisan tipis yang biasa disebut *skin* dengan ketebalan t yang

dipisahkan oleh lapisan tebal yang disebut *core* dengan ketebalan c . Ketiga lapisan dalam *composite sandwich* tersebut digabungkan dengan kekuatan *bonding* yang mencukupi.



Gambar 2.21 Dimensi dan cross section dari sandwich beam

Defleksi untuk *beam* yang menerima pembebanan tepat di tengah beam dinyatakan dalam persamaan[8]

$$\Delta = \frac{WL^3}{48EI} \quad (2.29)$$

dalam komposit, EI dinyatakan dengan notasi D dimana D dinyatakan dengan persamaan

$$D = E_f \frac{btd^2}{2} \quad (2.30)$$

maka defleksi dari *skin* dari komposit *sandwich* dinyatakan dengan persamaan

$$\Delta = \frac{WL^3}{24E_f btd^2} \quad (2.30)$$

Persamaan yang biasa digunakan untuk menghitung defleksi pada *sandwich beam* berasumsi bahwa *cross section* dari *beam* selalu tegak lurus dengan *curve bending* dari *beam*. Dalam *composite sandwich* yang tebal ada jenis kedua dari *shear deformation* yaitu perpindahan di tengah beam yang disebabkan oleh gaya geser yang dinyatakan dengan persamaan

$$\Delta_{shear} = \frac{WL}{4bhG_L} \quad (2.31)$$

Dari persamaan 2.30 dan 2.31 maka total defleksi yang terjadi pada *sandwich beam* adalah

$$\Delta = \frac{WL^3}{24E_f btd^2} + \frac{WL}{4bhG_L} \quad (2.32)$$

dan *stiffness*-nya adalah

$$\frac{W}{\Delta} = \frac{24E_f btd^2}{L^3} + \frac{4bhG_L}{L} \quad (2.33)$$

2.10. Failure Analysis of Composite Sandwich Panel[9]

Terdapat beberapa metode untuk menentukan kegagalan pada *composite sandwich* yang akan dijelaskan berikut, diantaranya adalah

1. Skin Failure

Metode *Skin failure* biasa digunakan ketika pembebanan yang terjadi adalah gaya axial mencapai *yield* dari material *skin* tersebut, maka beban maksimal yang dapat diterima *sandwich beam* adalah

$$W = 4F_{1t} \frac{t}{L} \xi \quad (2.34)$$

dimana

$$\xi = \lambda \frac{t^5/9 + t^3d^2/3}{ht^3(\lambda - 1)/3 + t^4/3 + t^2d^2} \quad (2.35)$$

dan

$$\lambda = \frac{L}{c} \left[\frac{G_L c}{2E_f t} \left(1 + \frac{3d^2}{t^2} \right) \right]^{1/2} \quad (2.36)$$

2. Core Shear Failure

Metode *Core shear Failure* sangat efektif digunakan bila beban yang terjadi adalah beban geser dan massa jenis dari core relatif kecil

$$W = 2F_L db \quad (2.37)$$

2.11. Penelitian – Penelitian Terdahulu[9]

2.11.1. Failure Mode Map for Honeycomb Sandwich Panels oleh A. Petras dan M.P.F. Sutcliffe (1999)

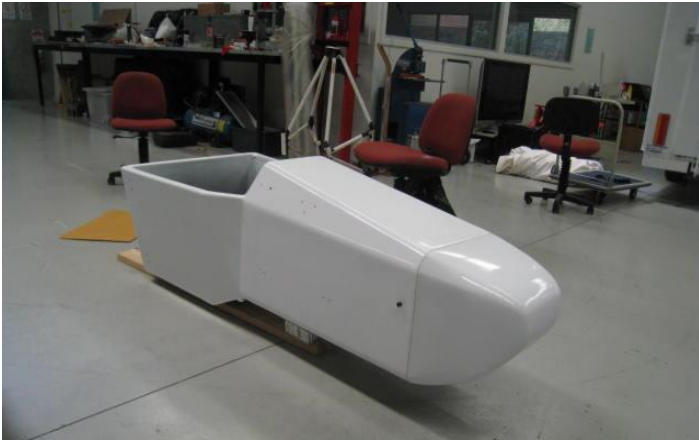
Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui kegagalan pada *sandwich beam* dengan berbagai metode analysis untuk mengetahui beban terbesar yang dapat diterima sebelum mengalami kegagalan. Beban terkecil yang dihasilkan dari beberapa metode analysis dianggap sebagai beban maksimal material sebelum mengalami kegagalan. Tabel berikut adalah hasil dari penelitian

Core density (kg/m ³)	Honeycomb ribbon direction	Span length (mm)	l/L	Measured flex load (kN/m)	Observed failure modes
29 (3 mm cell)	Long.	500	7.6 × 10 ⁻⁴	3.8	Face wrinkling
		400	9.5 × 10 ⁻⁴	4.2	Face wrinkling
		230	1.7 × 10 ⁻³	4.1	Core shear → face wrink.
		150	2.5 × 10 ⁻³	5.6	Core shear → crushing
		90	7.6 × 10 ⁻³	6.4	Core shear → crushing
		50	7.6 × 10 ⁻³	3.0	Face wrinkling
	Trans.	400	9.5 × 10 ⁻⁴	3.4	Face wrinkling
		230	1.7 × 10 ⁻³	4.1	Core shear → face wrink.
		150	2.5 × 10 ⁻³	4.8	Core shear-crushing
		90	7.6 × 10 ⁻³	6.0	Core shear → crushing
		50	7.6 × 10 ⁻³	6.0	Face wrinkling
		380	1.0 × 10 ⁻³	7.5	Face wrinkling
48 (3 mm cell)	Long.	530	7.2 × 10 ⁻⁴	6.2	Face wrinkling
		380	1.0 × 10 ⁻³	7.5	Face wrinkling
		230	1.7 × 10 ⁻³	9.3	Complex
		130	2.9 × 10 ⁻³	11.9	Core crushing
		60	6.4 × 10 ⁻³	11.9	Core crushing
		530	7.2 × 10 ⁻⁴	5.3	Face wrinkling
	Trans.	380	1.0 × 10 ⁻³	6.1	Face wrinkling
		220	1.7 × 10 ⁻³	7.8	Complex
		130	2.9 × 10 ⁻³	9.2	Core crushing
		60	6.4 × 10 ⁻³	10.8	Core crushing
		530	7.2 × 10 ⁻⁴	8.2	Face yield
		380	1.0 × 10 ⁻³	10.2	Face yield-wrinkling
64 (3 mm cell)	Long.	230	1.7 × 10 ⁻³	13.8	Complex
		130	2.9 × 10 ⁻³	15.6	Core crushing
		60	6.4 × 10 ⁻³	17.2	Core crushing
		530	7.2 × 10 ⁻⁴	6.8	Face yield
		380	1.0 × 10 ⁻³	8.0	Face yield + wrinkling
		220	1.7 × 10 ⁻³	10.4	Complex
	Trans.	130	2.9 × 10 ⁻³	12.3	Core crushing
		60	6.4 × 10 ⁻³	14.2	Core crushing
		530	7.2 × 10 ⁻⁴	11.8	Face yield
		430	8.9 × 10 ⁻⁴	13.2	Face yield
		345	1.1 × 10 ⁻³	17.0	Face yield
		260	1.5 × 10 ⁻³	23.2	Face yield
128 (3 mm cell)	Long.	170	2.2 × 10 ⁻³	31.3	Face yield
		95	4.0 × 10 ⁻³	42.1	Complex
		60	6.4 × 10 ⁻³	47.5	Core crushing
		490	7.8 × 10 ⁻⁴	9.4	Face yield
		430	8.9 × 10 ⁻⁴	10.9	Face yield
		345	1.1 × 10 ⁻³	14.7	Face yield
	Trans.	260	1.5 × 10 ⁻³	17.9	Face yield
		170	2.2 × 10 ⁻³	26.5	Face yield
		95	4.0 × 10 ⁻³	38.1	Complex
		60	6.4 × 10 ⁻³	44.4	Core crushing
		500	7.6 × 10 ⁻⁴	4.8	Intensified damp. → face peel.
		230	1.7 × 10 ⁻³	8.9	Intensified damp. → face peel.
64 (13 mm cell)	Long.	150	2.5 × 10 ⁻³	11.2	Intensified damp. → core crush.
		90	7.6 × 10 ⁻³	21.1	Intensified damp. → core crush.
		500	7.6 × 10 ⁻⁴	4.2	Intensified damp. → face peel.
		230	1.7 × 10 ⁻³	9.1	Intensified damp. → face peel.
		150	2.5 × 10 ⁻³	11.2	Intensified damp. → core crush.
		90	7.6 × 10 ⁻³	20.8	Intensified damp. → core crush.

Gambar 2.22 Failure mode

2.11.2. Design and Construction of Formula SAE Composite Chassis oleh Tom James Ayres (2010)[10]

Penelitian ini bertujuan untuk membuat *chassis monocoque* FSAE yang sesuai dengan regulasi. Metode eksperimen adalah metode yang digunakan dalam penelitian ini. Metode analisis yang dilakukan dalam penelitian ini digunakan untuk mengetahui stiffness yang dibutuhkan, yaitu dengan menghitung *stiffness* baseline steel material yang digantikan oleh *chassis monocoque*. Hasilnya seperti gambar 2.23



Gambar 2.23 *Monocoque chassis*

2.11.3. Formula SAE Hybrid Carbon Fiber Monocoque oleh Matthew Hagan, John Rappolt dan John Waldrop (2014)[3]

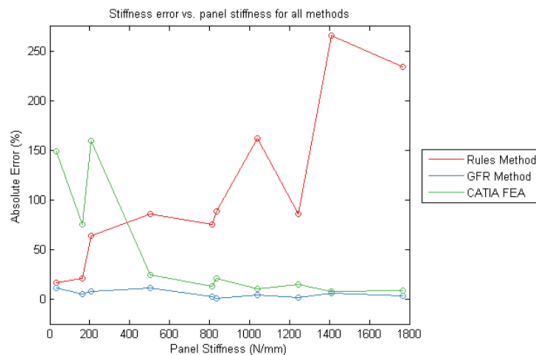
Penelitian ini dilakukan oleh salah satu tim FSAE yaitu tim Cal Poly Racing. Untuk membuat *chassis monocoque* tim ini melakukan penelitian dengan menggunakan metode eksperimen, yaitu dengan menguji berbagai macam variasi ketebalan dan orientasi layup carbon fiber seperti gambar 2.24.

Region	Laminate Design	SES	Front Imp.	Rear Imp.	F.U. Susp. Load	F.L. Susp. Load	Brake Pedal Effort	Driver Launch
Side Impact Structure	[45c,0c,0,0c,45c,core]s	14%						
Front Bulkhead Support	[45c,0c,0,0c,45c,core]s	16%	0.51/ 0.07		0.53/ 0.02			
Front Hoop Bracing	[45c,0c,0,core]s	13%	0.52/ 0.11					
Cockpit Floor	[45c,0c,45c,core]s							0.19/ 0.19
Front Floor	[45c,0c,0,0,core]s		0.48/ 0.08			0.54/ 0.06	0.59/ 0.32	
Seat Back	[0c,90,90,45c,core]s			0.71/ 0.53				

Gambar 2.24 Layup order Cal Poly Racing

2.11.4. Design of Composite Sandwich Panels for a Formula SAE Monocoque Chassis oleh Robert D. Story (2014)[11]

Penelitian ini dilakukan oleh salah satu tim FSAE yaitu Global Formula Racing dari Oregon State University. Untuk membuat *chassis monocoque* tim ini menggunakan tiga metode yaitu metode analysis, simulasi dan eksperimen. Dari ketiga metode tersebut metode eksperimen adalah acuan dari metode analysis dan simlasi. Selain chassis monocoque penelitian ini juga menghasilkan erroe dari perhitungan dan simulasi yang dilakukan. Perbandingan dari ketiga metode adalah seperti gambar 2.25.

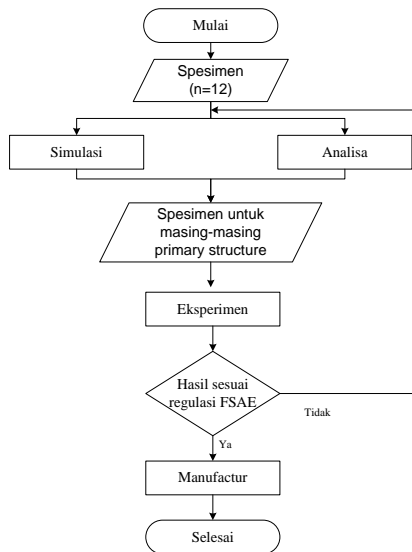


Gambar 2.25 Error pada metode analysis dan simulasi terhadap metode eksperimen

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian ini mengadaptasi metode *analysis* dan simulasi yang dilakukan oleh Robert D. Story untuk mencari *stiffness* pada spesimen *3-point bending*, menggunakan *failure analysis* yang digunakan oleh A. Petras, M.P.F Sutcliffe untuk mencari beban maksimal pada dua belas spesimen. Spesimen-spesimen tersebut memiliki tiga variasi jumlah *layer* yang berbeda yaitu tiga, empat dan lima *layer*. Masing-masing jumlah *layer* terdapat variasi *layup orientation*. Semua nilai *stiffness* yang didapatkan dari metode *analysis* dan simulasi selanjutnya akan dipilih untuk masing-masing *primary structure*. Pengujian *3-point bending* dilakukan terhadap spesimen-spesimen yang telah dipilih untuk masing-masing *primary structure*. Khusus spesimen *side impact structure*, *front bulkhead support* dan *front bulkhead* dilakukan *perimeter shear test* untuk mengetahui kekuatan *skin*. *Perimeter tensile test* dilakukan terhadap spesimen *side impact structure*.



Gambar 3.1 *Flowchart* penelitian

3.1. Design Criteria

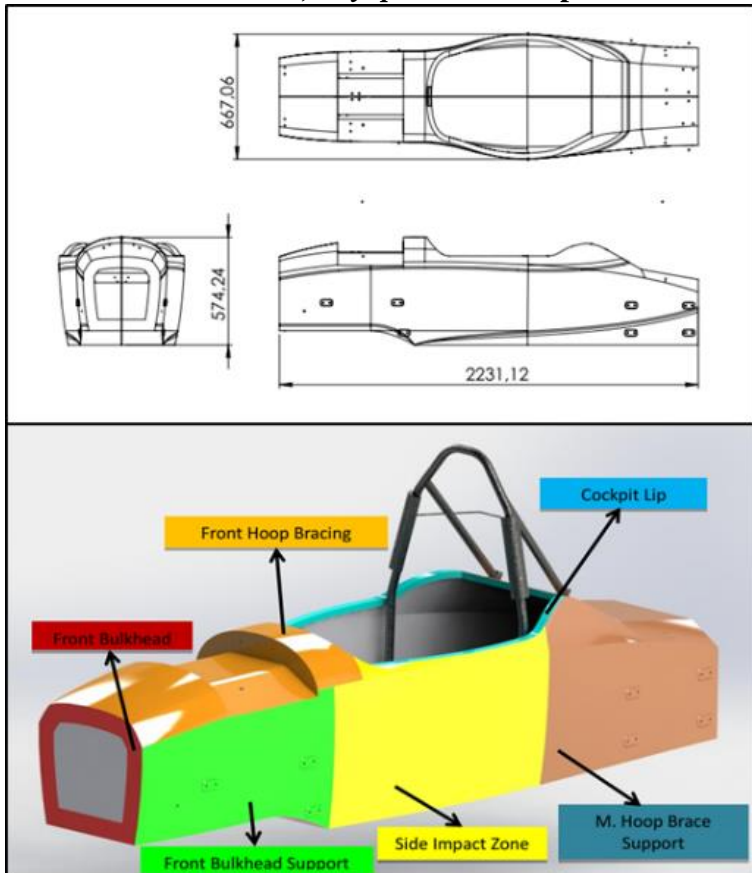
Chassis mobil *Carstensz* menggunakan jenis chassis *monocoque* dengan tujuan agar mempunyai massa yang lebih ringan. Chassis *monocoque* yang dibuat harus mempunyai kekuatan yang identic dengan *space frame* standar dari regulasi FSAE. Standar kekuatan dari chassis *monocoque* atau yang biasa disebut dengan *structural equivalency* telah dijelaskan detail dalam bab 2.

Tabel 3.1 *Structural Equivalency*

Struktur	Equivalency
Front Hoop Bracing	1 Baseline Material
Front Bulkhead	2 Baseline Material Shear Force 1.5 mm Thick Steel
Front Bulkhead Support	3 Baseline Material Shear Force 4kN
Side Impact Zone	3 Baseline Material Shear Force 7.5 kN
Main Hoop Brace Support	2 Baseline Material

Dari tabel 3.1 diharapkan chassis mobil *Carstensz* memenuhi *structural equivalency* dengan massa seminimal mungkin. Pembuktian dari *structural equivalency* akan dimasukkan ke dalam SES dengan cara menguji beberapa spesimen dengan beberapa jenis pengujian.

3.2. Geometri Chassis, *Layup Zones* dan Spesimen



Gambar 3. 2 Geometri (atas) dan *layup zones* (bawah) dari mobil *Carstensz*

Geometri dari mobil *Carstensz* dibuat berdasarkan regulasi, geometri mobil-mobil yang pernah mengikuti perlombaan FSAE sebelumnya dan penempatan part-part dari mobil. *Layup zones* adalah batas dari berbagai *primary structure* yang kekuatannya berbeda-beda pada setiap bagian. Geometri dan *layup zones* dari mobil *carstensz* ditunjukkan seperti gambar 3.2.

Seperti telah dijelaskan dalam bab sebelumnya, ada tujuh *primary structure* dalam regulasi yang telah ditentukan dalam regulasi FSAE. Jumlah *layer* dan *layup orientation* dalam setiap *primary structure* tergantung pada *stiffness* dan kekuatan yang dibutuhkan. Tabel 3.2 menunjukkan jumlah *layer* dan *layup orientation* pada mobil Carstensz. Dapat dilihat pada tabel 3.2 bahwa ada empat perbedaan jumlah *layer* dan *layup orientation*.

Dalam SES hanya tujuh *primary structure* yang kekuatannya harus dibuktikan. *Cockpit lip* digunakan untuk merapikan permukaan yang tidak tertutup carbon dan bukan termasuk *primary structure*, oleh karena itu spesimen *3-point bending test* yang dibutuhkan adalah tiga spesimen. *Perimeter shear test* digunakan untuk mengetahui kekuatan *skin* pada *side impact structure*, *front bulkhead support* dan *fron bulkhead*. *Side impact structure* dan *front bulkhead support* memiliki jumlah *layer* dan *layup orientation* yang sama, oleh karena itu jumlah spesimen *perimeter shear strength test* yang dibutuhkan adalah dua spesimen. *Perimeter Tensile Test* digunakan untuk mengetahui ketahanan spesimen terhadap beban tarik yang mana pada mobil akan digunakan sebagai mounting untuk driver harness dan hanya membutuhkan satu spesimen. Untuk lebih meyakinkan hasil pengujian, setiap spesimen di atas akan dilakukan tiga pengujian untuk setiap spesimen dan setiap pengujian dan membutuhkan total delapan belas spesimen.

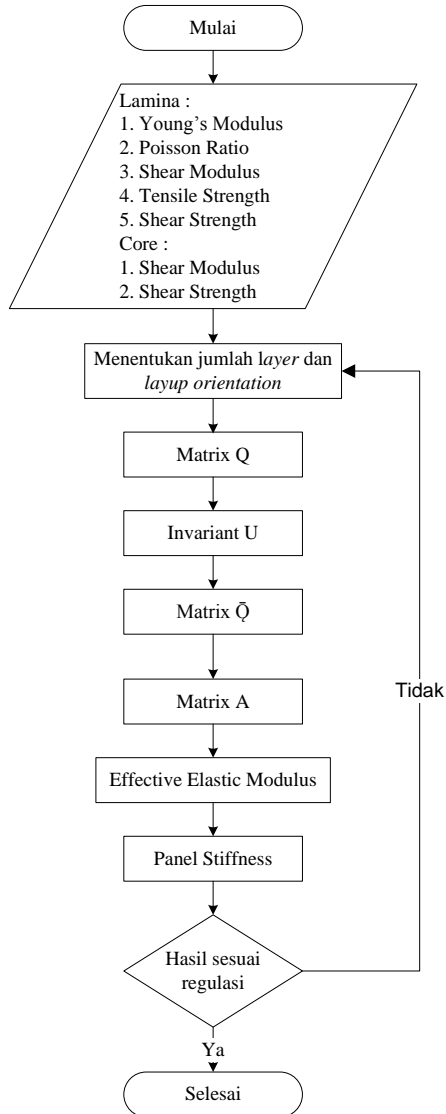
Tabel 3.2 Spesimen

Jumlah Layer	Layup Orientation
3 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)]s/core

	$[0(210)/45(416)/0(416)]s/core$ $[0(210)/45(416)/45(416)]s/core$
4 Layer	$[0(210)/0(416)/0(416)/0(416)]s/core$ $[0(210)/0(416)/45(416)/0(416)]s/core$ $[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core$ $[0(210)/45(416)/45(416)/45(416)]s/core$
5 Layer	$[0(210)/0(416)/0(416)/0(416)/0(416)]s/core$ $[0(210)/0(416)/45(416)/0(416)/0(416)]s/core$ $[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/0(416)]s/core$ $[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/45(416)]s/core$ $[0(210)/45(416)/45(416)/45(416)/45(416)]s/core$

3.3. Metode Analysis

Metode *analysis* berfungsi untuk memprediksi jumlah layer dan orientasi *lamina* pada tiap-tiap bagian dari monocoque, sehingga tidak menggunakan banyak material untuk iterasi jumlah layer dan orientasi *lamina*. *Flowchart* metode *analysis* ditunjukkan pada gambar 3.3.



Gambar 3.3 *Flowchart metode Analysis*

3.3.1. *Material Properties*

Material properties dari carbon fiber dan core yang dibutuhkan untuk metode analysis adalah seperti pada tabel 3.3. Ada sebelas macam data yang dibutuhkan dari material carbon fiber untuk melakukan metode *analysis*.

Tabel 3.3 Material Properties yang dibutuhkan

Material	Symbol	Description	Value	Dimension
Lamina	E_1	Youngs Modulus, 1-axes	55.1	GPa
Lamina	E_2	Youngs Modulus, 2-axes	55.1	GPa
Lamina	ν_{12}	Poisson's Ratio	0.042	-
Lamina	G_{12}	Shear Modulus	4.21	GPa
Lamina	F_{1t}	Tensile Strength, 1-axes	521	MPa
Lamina	F_{2t}	Tensile Strength, 2-axes	521	MPa
Lamina	F_{12}	Shear Strength	132.6	MPa
Core	G_L	Shear Modulus, L Direction	445	MPa
Core	G_W	Shear Modulus, W Direction	240	MPa
Core	F_L	Shear Strength, L Direction	2.48	MPa
Core	F_W	Shear Strength, W Direction	1.45	MPa

Material *skin* yang digunakan dalam penelitian ini adalah *carbon fibre* XPREG XC110 dengan massa jenis 210 g/m² dan 416 g/m². Untuk material *core* adalah *aluminum honeycomb* dengan massa jenis 83.3 kg/m³. *Properties* material *skin* dan material *core* ditunjukkan pada gambar 3.4.

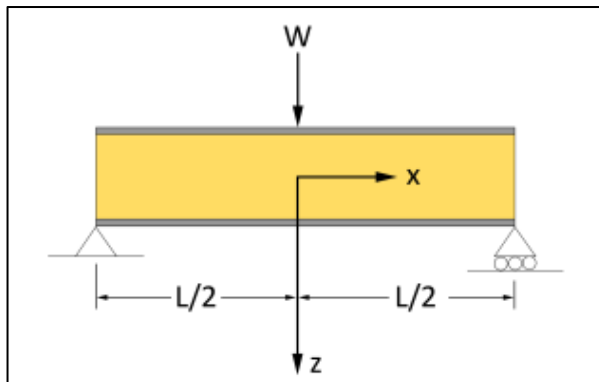
	1/4" (6.4mm)	Property	Test Standard	Units	Result
Nominal Density (pcf)	5.2 (83.3kg/m ³)	Compressive strength	BS EN ISO 14126 : 1999	MPa	483
Aluminium Series	3003	Tensile strength	BS EN ISO 527-4 : 1997	MPa	521
Foil Thickness (micron)	70	Tensile modulus	BS EN ISO 527-4 : 1997	GPa	55.1
Perforated?	Yes	Flexural strength	BS EN ISO 14125 : 1998	MPa	777
Corrosion Treated	Yes	Flexural modulus	BS EN ISO 14125 : 1998	GPa	46.7
Compressive Strength - Bare (psi)	625	Interlaminar shear strength	BS EN 2563 : 1997	MPa	64.7
Compressive Strength - Stabilised (psi)	655	Tg Onset (DMA)	ASTM 1-0003 Issue 3	°C	121
Crush Strength (psi)	235	Tg Peak (DMA)	ASTM 1-0003 Issue 3	°C	135
Plate Shear (L direction) Strength (psi)	360				
Plate Shear (L direction) Modulus (ksi)	65				
Plate Shear (W direction) Strength (psi)	210				
Plate Shear (W direction) Modulus (ksi)	35				
a		b			

Gambar 3.4 *Properties material core (a) dan skin (b)*

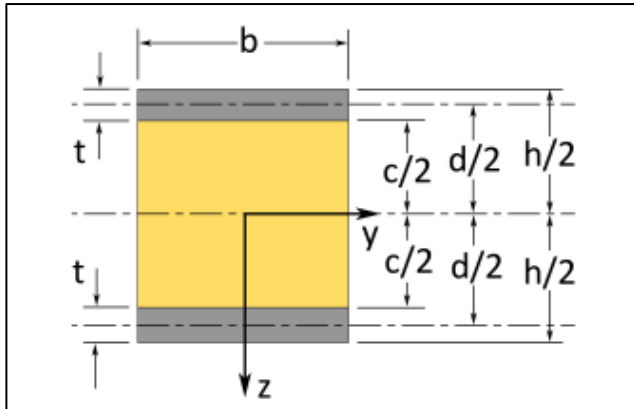
3.3.2. *Beam Dimensions and Notation*

Dimensi dasar dari panel *composite sandwich* adalah seperti yang ditunjukkan pada gambar 3.4.

Regulasi FSAE menentukan bahwa dimensi dari spesimen *3-point bending* minimal adalah 500 mm x 275 mm. Jadi untuk jarak antara 2 tumpuan seperti gambar 3.5 adalah 400 mm seperti yang tertulis dalam SES. *Composite sandwich* memiliki dua komponen utama, pada gambar 3.6 notasi-notasi yang ada pada *composite sandwich*.



Gambar 3.5 *Beam notations*



Gambar 3.6 *Beam cross-section*

3.3.3. *Panel Stiffness*

Untuk menghitung kekakuan panel terlebih dahulu harus menghitung kekakuan dari skin dan dibutuhkan E_1 , E_2 , G_{12} dan ν_{12} . Tahapan perhitungannya adalah sebagai berikut.

1. Menentukan jumlah *layer* dan *layup orientation*

Dalam menentukan jumlah *layer* dan *layup orientation* terlebih dahulu harus diketahui *properties* material yang dibutuhkan seperti pada tabel 3.3 lalu mencari dokumen dari tim-tim FSAE yang menggunakan *chassis monocoque* dengan material yang identik untuk mencari minimal jumlah *layer* yang digunakan. Jumlah *layup orientation* dibuat berdasarkan jumlah dari sudut 45° .

2. Mencari matrix Q

Elemen matrix Q dapat dicari dengan persamaan 2.16 sampai dengan 2.19

3. Mencari invariant U

Invariant digunakan untuk menghitung matrix Q ketika orientasi layup menyimpang dari sumbu normalnya. Invariant U dapat dicari dengan persamaan 2.11 sampai dengan 2.15

4. Mencari matrix \bar{Q}

Setelah mendapatkan invariant U, selanjutnya adalah mencari matrix \bar{Q} yang ditunjukkan dalam persamaan 2.4.

5. Mencari matrix A

Setelah didapatkan kekakuan dari masing-masing *lamina* yaitu matrix \bar{Q} selanjutnya dicari kekakuan dari *skin* yaitu dengan mencari matrix A dimana matrix A adalah *extensional stiffness*. Matrix A ditunjukkan dalam persamaan 2.22 dan untuk element dari matrix A dapat dicari dengan persamaan 2.23.

6. *Effective Elastic Modulus* (E_x)

Setelah mendapatkan matrix A selanjutnya mencari *effective elastic modulus* yang merupakan *extensional stiffness* dari *skin composite sandwich* dengan persamaan 2.27

7. *Panel Stiffness*

Setelah mendapatkan E_x dapat dicari stiffness panel dengan menggunakan persamaan 2.33

3.3.4. *Panel Strength*

Metode untuk mencari kekuatan dari *composite sandwich* dalam penelitian ini digunakan dua jenis metode yaitu:

1. *Skin Failure*

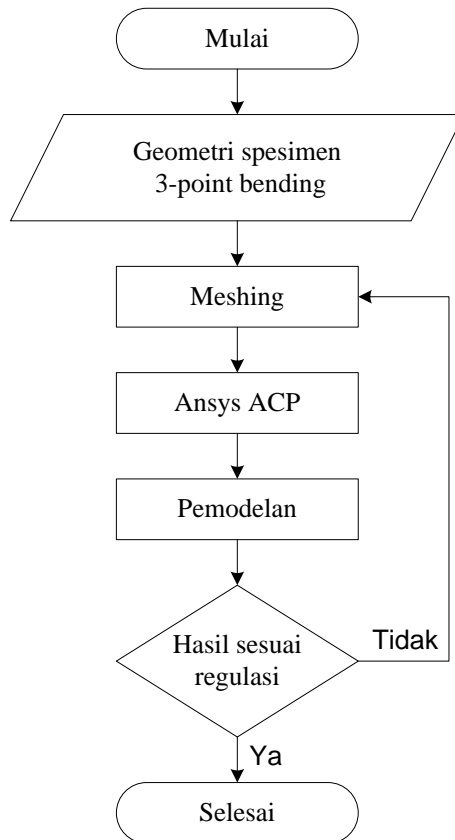
Untuk mencari *skin failure* dapat digunakan persamaan 2.34.

2. *Core Shear Failure*

Core shear failure didapatkan dengan persamaan 2.37

3.4. *Metode Simulasi*

Metode simulasi berfungsi untuk memprediksi jumlah layer dan orientasi *lamina* pada tiap-tiap bagian dari monocoque. Hasil dari simulasi ini akan dibandingkan dengan metode analysis dan perhitungan untuk mengetahui error dari metode ini. *Flowchart* metode *analysis* ditunjukkan pada gambar 3.6.



Gambar 3.7 *Flowchart* metode simulasi

3.4.1. Geometri Spesimen

Dalam metode simulasi hanya satu jenis pengujian yang disimulasi yaitu pengujian *3-point bending* dengan geometri seperti gambar 3.4.

3.4.2. Meshing

Untuk pembuatan *meshing* pada software ansys geometri yang dibuat pada *solidworks* terlebih dahulu disimpan dengan

format *parasolid* (*x_t*). Berikut adalah tahap-tahap membuat *meshing* pada *ansys*.

1. Sizing

Sizing berfungsi mengatur ukuran *meshing* yang ingin kita buat. Penelitian ini digunakan jenis *face sizing* seperti gambar 3.8

a		b	
Scope	Geometry Selection	Scope	Geometry Selection
Scoping Method	4 Faces	Scoping Method	4 Faces
Geometry		Geometry	
Definition		Definition	
Suppressed	No	Suppressed	No
Type	Element Size	Mapped Mesh	Yes
Element Size	10.0 mm	Method	Quadrilaterals
Advanced		Constrain Boundary	No
Defeature Size	Default (0.11588 mm)	Advanced	
Size Function	Uniform	Specified Sides	No Selection
Behavior	Soft	Specified Corners	No Selection
Growth Rate	Default (1.85)	Specified Ends	No Selection

Gambar 3.8 *Sizing* (a) dan *meshing type* (b) pada *ansys*

2. Meshing Type

Ada 2 jenis *meshing* pada *ansys* yaitu *quadrilateral* dan *triangles*. Penelitian ini digunakan jenis *meshing quadrilateral* seperti gambar 3.8.

3.4.3. Ansys Composite Preparation (ACP)

Ansys ACP adalah software yang digunakan untuk membuat material *laminate* untuk simulasi. Berikut adalah tahap-tahap untuk membuat *laminate* pada *ansys ACP*.

1. Fabrics

Fabrics digunakan untuk membuat *lamina* sesuai material yang diinginkan. Meliputi ketebalan, jenis material dan modulus. Cara membuat *fabrics* dan *mapping* pada *ansys* adalah seperti pada gambar 3.9.



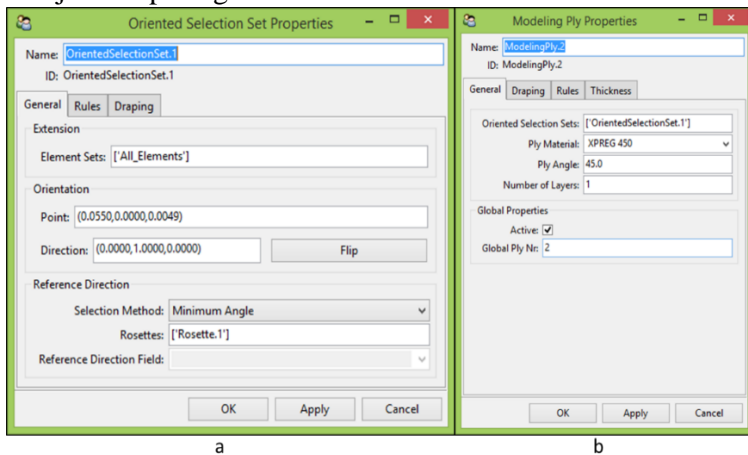
Gambar 3.9 *Conversation box fabrics* (a) dan *rossette* pada *ansys*

2. Rosette

Rosette digunakan untuk menentukan arah penebalan composite dan arah orientasi *layup lamina* seperti pada gambar 3.9.

3. Oriented selection sets

Oriented selection sets digunakan untuk menentukan part yang akan dibuat menjadi *laminate*, jika ada dua part berbeda dalam satu gambar. *Conversation box* dari *oriented selection sets* ditunjukkan pada gambar 3.10.



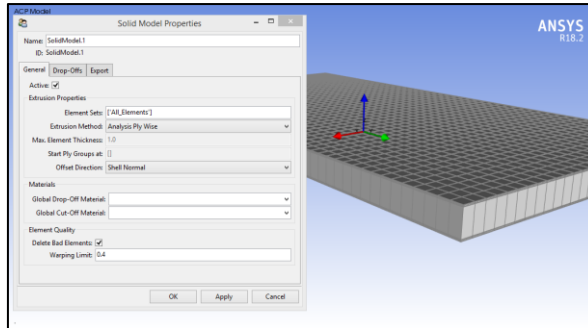
Gambar 3.10 *Conversation box* oriented selection set (a) dan modelling groups pada ansys

4. Modeling groups

Modeling groups digunakan untuk membuat *lamina* menjadi *laminate* beserta orientasi layup seperti pada gambar 3.10.

5. Solid model

Solid model digunakan untuk memvisualkan bentuk dari *composite sandwich* yang telah dibuat seperti pada gambar 3.11.



Gambar 3.11 *conversation box* dan hasil dari *solid model composite* pada *ansys*

3.4.4. Pemodelan

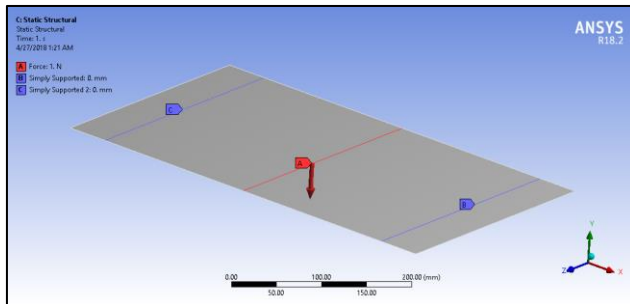
Berikut adalah tahap-tahap pemodelan yang digunakan dalam penelitian

1. Penempatan *Support*

Dalam penelitian ini digunakan tipe *simply supported* pada jarak 50 mm dari masing-masing sisi terluar dari spesimen seperti pada gambar 3.12.

2. Pembebanan

Beban yang diberikan pada simulasi ini adalah sebesar 1 N karena pada beban 1 N dapat dipastikan bahwa kondisi material masih berada pada daerah *deformasi elastis* seperti pada gambar 3.12.



Gambar 3.12 Penempatan *support* dan pembebanan simulasi *3-point bending* pada *ansys*

3. Solusi yang Diinginkan

Solusi yang ingin didapatkan dari simulasi ini adalah defleksi yang terjadi akibat dari pembebanan.

4. Perhitungan *Stiffness*

Setelah didapatkan nilai defleksi akibat pembebanan yang diberikan pada test *setup* simulasi maka besarnya kekakuan dari *composite sandwich* adalah

$$\frac{W}{\Delta} = \frac{\text{Pembebanan}}{\text{Defleksi}}$$

3.5. Metode Eksperimen

3.5.1. *Setup Pengujian*

Ada 3 jenis pengujian yang dilakukan dalam pembuatan *chassis monocoque* untuk kompetisi FSAE seperti pada gambar 3.13 yaitu

1. *3-point Bending Test*

3-point bending test adalah pengujian yang digunakan untuk mengetahui stiffness dari *sandwich panel* yang digunakan untuk menggantikan *space frame* standar FSAE

2. *Perimeter Shear Test*

Perimeter shear test adalah pengujian untuk mengetahui kekuatan geser dari *sandwich panel* yang digunakan untuk menggantikan *space frame* standar FSAE

3. *Perimeter Tensile Test*

Perimeter Tensile Test adalah pengujian untuk mengetahui kekuatan dari *sandwich panel* untuk menahan beban yang tegak lurus dengan permukaan panel.



Gambar 3.13 Setup *3-point bending* (a), *perimeter shear* (b) dan *perimeter tensile* (c) test

3.5.2. Perhitungan *Stiffness*

Perhitungan *stiffness* untuk metode pengujian dilakukan dengan input beban dan defleksi yang terjadi pada awal daerah *deformasi elastis* dan akhir dari daerah *deformasi elastis* pada halaman spesimen *equivalency* pada SES seperti pada gambar 3.14. Untuk mengetahui apakah *stiffness* tersebut telah mencukupi atau tidak, maka hasil *stiffness* yang didapatkan dari halaman spesimen *equivalency* dimasukkan ke dalam halaman *structural equivalency* seperti pada gambar 3.15.

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for minimum and maximum load/deflection in linear-elastic region.

Gradient must be \geq that of two baseline steel tubes

x_1 (mm)	0	y_1 (N)	0	Gradient (N/mm)	3846
x_2 (mm)	3	y_2 (N)	11530		

Enter value for force at panel failure or maximum tested force.

y_{max} (N) 0 (\geq bending strength of two baseline side impact tubes)

Enter value of absorbed energy, must be \geq that of two baseline tubes

Energy (J) 0

Enter details of test setup, panel core and skin thicknesses below

l (mm)	400	Panel Support Span
h (mm)	275	Panel Height (should be 275mm, alternative sizes must be agreed in advance)
b (mm)	20	Core Thickness
t_1 (mm)	1.75	Inner Skin Thickness
t_2 (mm)	1.75	Outer Skin Thickness
I (mm ⁴)	114076	Second moment of area
E (GPa)	45.0	Skin modulus of elasticity
σ_{UTS} (MPa)	0	UTS of skins

Gambar 3.14 *Spesimen equivalency* pada SES

Enter construction type Composite only									
Material Property	Baseline	Your Tube type 1	Your Tube type 2	Your Tube type 3	Your Tubes Total	Your Composite	Your Total		
Material Type	Steel	Steel	Steel	Steel		Composite			
Tubing Type	Round	Round	Round	Round					
Material name/grade	Steel	Steel	Steel	Steel		T3 30 Laminate			
Youngs Modulus, E	2.00E+11	2.00E+11	2.00E+11	2.00E+11		4.50E+10			
Yield strength, Pa	3.05E+08	3.05E+08	3.05E+08	3.05E+08		0.00E+00			
UTS, Pa	3.65E+08	3.65E+08	3.65E+08	3.65E+08		0.00E+00			
Yield strength, welded, Pa	1.80E+08	1.80E+08	1.80E+08	1.80E+08		N/A			
UTS welded, Pa	3.00E+08	3.00E+08	3.00E+08	3.00E+08		N/A			
Number of tubes	3	3	0	0					
Tube OD, mm	25.4	25.4	25.4	25.4					
Wall, mm	1.2	1.2	1.2	1.2					
		Baseline design?							
		NO							
Thickness of panel, mm						23.5			
Thickness of core, mm						20			
Thickness of inner skin, mm						1.75			
Thickness of outer skin, mm						1.75			
Panel height, mm						95			
OD, m	0.0254	No tubes	No tubes	No tubes					
Wall, m	0.0012								
I , m ⁴	6.70E-09					1.27E-07	1.27E-07		
E	4.02E+03					8.69E+03	8.69E+03		
Area, mm ²	273.7					1967.5	1967.5		
Yield tensile strength, N	8.35E+04					0.00E+00	0.00E+00		
UTS, N	9.99E+04					0.00E+00	0.00E+00		
Yield tensile strength, N as welded	4.93E+04					0.00E+00	0.00E+00		
UTS, N as welded	8.21E+04					0.00E+00	0.00E+00		
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	2.31E+03					0.00E+00	0.00E+00		
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02					8.46E-03	8.46E-03		
Energy absorbed up to UTS, J	1.38E+01					0.00E+00	0.00E+00		

Gambar 3.15 *Structural equivalency* pada SES

3.5.3. Proses Manufaktur Chassis Monocoque

Proses *manufactur chassis monocoque* terdapat tiga tahapan yaitu

1. Positive Model

Positive model adalah model yang serupa dengan bentuk mobil tapi mempunyai bentuk yang pejal. Pembuatan *positive model* menggunakan mesin *CNC*. Proses *machining* dengan *CNC* dan hasil dari *machining* seperti pada gambar 3.16.



Gambar 3.16 Proses *machining* (a) dan hasil *assembly part-part* (b) *positive model*

2. *Master Model*

Master model adalah cetakan dari *chassis monocoque*. Permukaan dalam dari master model adalah permukaan yang sama dengan permukaan luar dari *chassis monocoque*. Proses manufacture dari *master model* menggunakan material fiberglass menggunakan *positive model* sebagai cetakan. *Master model* dari mobil Carstensz adalah seperti gambar 3.17.

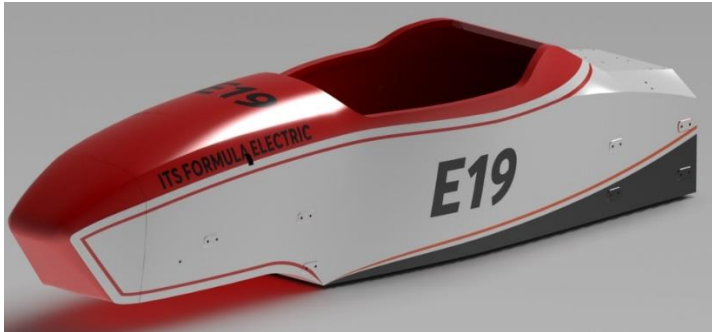


Gambar 3.17 *Master model* mobil Carstensz

3. *Chassis Monocoque*

Proses terakhir adalah membuat chassis monocoque menggunakan metode *layup* dengan jumlah *layer* dan *layup orientation* yang telah ditentukan. Lalu setelah proses layup selesai, hasil layup dan master model dimasukkan ke dalam oven untuk proses vakum dan dipanaskan sesuai dengan suhu

pemanasan yang ditentukan oleh material. Gambar contoh chassis monocoque adalah seperti gambar 3.18.



Gambar 3.18 3D model *chassis monocoque* Carstensen

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

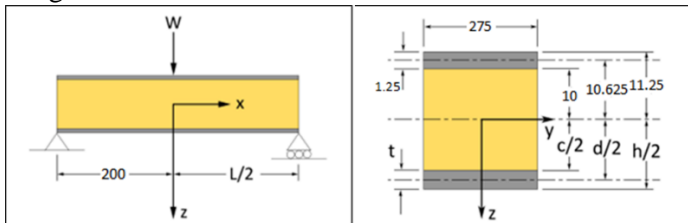
Pada bab ini dijelaskan hasil dari masing-masing metode yang digunakan dalam tugas akhir ini diantaranya adalah metode analysis, metode simulasi dan metode eksperimen dan hasil dari manufacturing chassis monocoque mobil listrik FSAE.

4.1 Metode Analysis

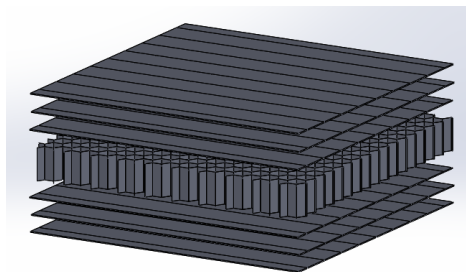
Metode ini bertujuan untuk mendapatkan stiffness dan beban maksimal menggunakan perhitungan. Spesimen yang digunakan pada metode ini adalah spesimen seperti pada tabel 3.2.

4.1.1. Contoh Perhitungan

Pada contoh perhitungan ini digunakan jumlah layer yaitu 3 layer dengan *layup orientation* $[0(210)/0(416)/0(416)]_s/\text{core}$ seperti gambar 4.1.



Gambar 4. 1 spesifikasi 3 layer carbon



Gambar 4. 2 Jumlah layer dan layup orientation untuk spesimen contoh perhitungan

4.1.1.1. Panel Stiffness

1. Matrix Q

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{11} = \frac{5.51 \times 10^{10} \text{ Pa}}{1 - 0.042 \times 0.042} = 5.52 \times 10^{10} \text{ Pa}$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{22} = \frac{5.51 \times 10^{10} \text{ Pa}}{1 - 0.042 \times 0.042} = 5.52 \times 10^{10} \text{ Pa}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{12} = \frac{0.042 \times 5.51 \times 10^{10} \text{ Pa}}{1 - 0.042 \times 0.042} = 2.32 \times 10^9 \text{ Pa}$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

$$Q_{66} = 4.21 \times 10^9 \text{ Pa}$$

Setelah didapatkan masing-masing elemen penyusun matrix, maka matrix Q adalah sebagai berikut

$$Q = \begin{bmatrix} 5.52 \times 10^{10} & 2.32 \times 10^9 & 0 \\ 2.32 \times 10^9 & 5.52 \times 10^{10} & 0 \\ 0 & 0 & 4.21 \times 10^9 \end{bmatrix}$$

2. Invariant U

$$U_1 = \frac{1}{8}(3Q_{11} + 3Q_{22} + 2Q_{12} + 4Q_{66})$$

$$U_1 = \frac{1}{8}(3 \times 5.52 \times 10^{10} + 3 \times 5.52 \times 10^{10} + 2 \times 2.32 \times 10^9 + 4 \times 4.21 \times 10^9) = 4.41 \times 10^{10} \text{ Pa}$$

$$U_2 = \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{22})$$

$$U_2 = \frac{1}{2}(5.52 \times 10^{10} - 5.52 \times 10^{10}) = 0$$

$$U_3 = \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 4Q_{66})$$

$$U_3 = \frac{1}{8}(5.52x10^{10} + 5.52x10^{10} - 2x2.32x10^9 - 4x4.21x10^9)$$

$$= 1.11x10^{10}Pa$$

$$U_4 = \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} + 6Q_{12} - 4Q_{66})$$

$$U_4 = \frac{1}{8}(5.52x10^{10} + 5.52x10^{10} + 6x2.32x10^9 - 4x4.21x10^9)$$

$$= 1.34x10^{10}Pa$$

$$U_5 = \frac{1}{2}(U_1 - U_4)$$

$$U_5 = \frac{1}{2}(4.41x10^{10} - 1.34x10^{10}) = 1.53x10^{10}Pa$$

3. Matrix \bar{Q}

Matrix \bar{Q} pada perhitungan ini adalah kekakuan layer karbon ketika bersudut 45° .

$$\bar{Q}_{11} = U_1 + U_2 \cos 2\theta + U_3 \cos 4\theta$$

$$\bar{Q}_{11} = 4.41x10^{10} + 0 \cos 2x45 + 1.11x10^{10} \cos 4x45$$

$$= 3.3x10^{10}Pa$$

$$\bar{Q}_{12} = U_4 - U_3 \cos 4\theta$$

$$\bar{Q}_{12} = 1.34x10^{10} - 1.11x10^{10} \cos 4x45 = 2.45x10^{10}Pa$$

$$\bar{Q}_{22} = U_1 - U_2 \cos 2\theta + U_3 \cos 4\theta$$

$$\bar{Q}_{22} = 4.41x10^{10} - 0 \cos 2x45 + 1.11x10^{10} \cos 4x45$$

$$= 3.3x10^{10}Pa$$

$$\bar{Q}_{16} = \frac{1}{2}U_2 \sin 2\theta + U_3 \sin 4\theta$$

$$\bar{Q}_{16} = \frac{1}{2}x0 \sin 2x45 + 1.11x10^{10} \sin 4x45 = 1.36x10^{-6}Pa$$

$$\bar{Q}_{26} = \frac{1}{2}U_2 \sin 2\theta - U_3 \sin 4\theta$$

$$\bar{Q}_{26} = \frac{1}{2}x0 \sin 2x45 - 1.11x10^{10} \sin 4x45 = -1.36x10^{-6}Pa$$

$$\bar{Q}_{66} = \frac{1}{2}(U_1 - U_4) - U_3 \sin 4\theta$$

$$\bar{Q}_{66} = \frac{1}{2}(4.41 \times 10^{10} - 1.34 \times 10^{10}) - 1.11 \times 10^{10} \sin 4 \times 45$$

$$= 2.64 \times 10^{10}$$

Setelah didapatkan masing-masing elemen penyusun matrix, maka matrix \bar{Q} adalah sebagai berikut

$$\bar{Q}_{45^\circ} = \begin{bmatrix} 3.3 \times 10^{10} \text{ Pa} & 2.45 \times 10^{10} \text{ Pa} & 1.36 \times 10^{-6} \text{ Pa} \\ 2.45 \times 10^{10} \text{ Pa} & 3.3 \times 10^{10} \text{ Pa} & -1.36 \times 10^{-6} \text{ Pa} \\ 1.36 \times 10^{-6} \text{ Pa} & -1.36 \times 10^{-6} \text{ Pa} & 2.64 \times 10^{10} \end{bmatrix}$$

4. Matrix A

$$A = \left\{ \begin{bmatrix} 5.52 \times 10^{10} & 2.32 \times 10^9 & 0 \\ 2.32 \times 10^9 & 5.52 \times 10^{10} & 0 \\ 0 & 0 & 4.21 \times 10^9 \end{bmatrix} x(2x(2.5 \times 10^{-4})) \right\}$$

$$+ \left\{ \begin{bmatrix} 5.52 \times 10^{10} & 2.32 \times 10^9 & 0 \\ 2.32 \times 10^9 & 5.52 \times 10^{10} & 0 \\ 0 & 0 & 4.21 \times 10^9 \end{bmatrix} x(4x(5 \times 10^{-4})) \right\}$$

$$A = \begin{bmatrix} 1.4 \times 10^8 & 5795724 & 0 \\ 5795724 & 1.4 \times 10^8 & 0 \\ 0 & 0 & 1.1 \times 10^7 \end{bmatrix}$$

5. Effective Elastic Modulus (E_x)

$$E_x = \frac{1}{(2x(2.5 \times 10^{-4})) - (4x(5 \times 10^{-4}))} x \left(1.4 \times 10^8 - \frac{5795724^2}{1.1 \times 10^7} \right)$$

$$E_x = 5.5 \times 10^{10}$$

6. Panel Stiffness

$$\frac{W}{\Delta} = \frac{24x(5.5 \times 10^{10})x0.275x(1.25 \times 10^{-3})x0.02125^2}{0.4^3 + \frac{4x0.275x0.025x4.45 \times 10^8}{0.4}}$$

$$\frac{W}{\Delta} = 2872703$$

4.1.1.2. Panel Strength

1. Young's Modulus *Lamina* pada Sudut 45°

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{(\cos \theta)^4}{E_{11}} + \frac{(\sin \theta)^4}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) (\sin 2\theta)^2$$

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{(\cos 45)^4}{5.51 \times 10^{10}} + \frac{(\sin 45)^4}{5.51 \times 10^{10}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{4.21 \times 10^9} - \frac{2 \times 0.042}{5.51 \times 10^{10}} \right) (\sin 2 \times 45)^2$$

$$E_{xx} = 1.47 \times 10^{10}$$

2. Tensile Strength *Lamina* pada Sudut 45°

$$\frac{1}{F_{xx}} = \frac{(\cos \theta)^4}{F_{1t}} + \frac{(\sin \theta)^4}{F_{2t}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{F_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{F_{1t}} \right) (\sin 2\theta)^2$$

$$\frac{1}{F_{xx}} = \frac{(\cos 45)^4}{6.5 \times 10^8} + \frac{(\sin 45)^4}{6.5 \times 10^8} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{1.33 \times 10^8} - \frac{2 \times 0.042}{6.5 \times 10^8} \right) (\sin 2 \times 45)^2$$

$$F_{xx} = 3.8 \times 10^8 \text{ Pa}$$

3. 0° Skin Failure

➤ Menghitung λ

$$\lambda = \frac{L}{c} \left[\frac{G_L c}{2E_f t} \left(1 + \frac{3d^2}{t^2} \right) \right]^{1/2}$$

$$\lambda = \frac{0.4}{0.02} \left[\frac{4.45 \times 10^8 \times 0.02}{2 \times 5.5 \times 10^{10} \times 1.25 \times 10^{-3}} \left(1 + \frac{3 \times 0.02125^2}{(1.25 \times 10^{-3})^2} \right) \right]^{1/2}$$

$$= 149.7$$

➤ Menghitung ξ

$$\xi = \lambda \frac{t^5/9 + t^3 d^2/3}{h t^3 (\lambda - 1)/3 + t^4/3 + t^2 d^2}$$

$$\xi = 149.77 \times \frac{(0.00125)^5/9 + (0.00125)^3 d^2/3}{0.0225 \times (0.00125)^3 (149.77 - 1)/3 + (0.00125)^4/3 + (0.00125)^2 \times 0.02125^2}$$

$$\xi = 0.02022$$

➤ Menghitung beban maksimal (W)

$$W = 4F_{1t} b \frac{t}{L} \xi$$

$$W = 4 \times 5.21 \times 10^8 \times 0.275 \times \frac{1.25 \times 10^{-3}}{0.4} \times 0.02022 = 36212 \text{ N}$$

4. 45° Skin Failure

Menghitung beban maksimal yang diterima *lamina* dengan sudut 45 sama dengan menghitung *failure* pada *lamina* yang bersudut 0 perbedaanya terletak pada *tensile strength* yaitu mengganti F_{1t} dengan F_{xx} .

$$W = 4F_{1t}b \frac{t}{L} \xi$$

$$W = 4 \times 3.8 \times 10^8 \times 0.275 \times \frac{1.25 \times 10^{-3}}{0.4} \times 0.02022 = 26412 \text{ N}$$

5. Core Shear Failure

$$W = 2F_L db$$

$$W = 2 \times 2.48 \times 10^6 \times 0.02125 \times 0.275 = 29008.3 \text{ N}$$

4.1.2. Hasil

Setelah melakukan perhitungan dengan cara yang sama seperti runtutan diatas maka di dapatkan hasil seperti pada tabel 4.1.

Tabel 4. 1 Hasil Perhitungan

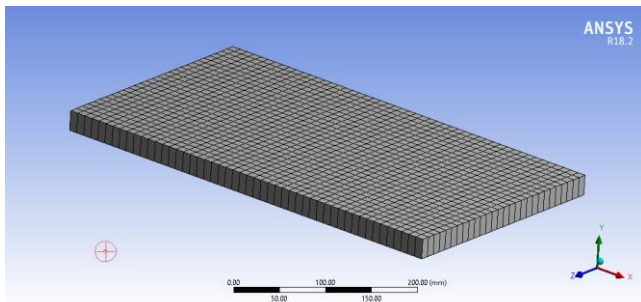
No	Jumlah Layer	Layup Orientation	Panel Stiffness
			N/mm
1.	3 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)]s/core	2872.703051
2.		[0(210)/45(416)/0(416)]s/core	2323.331806
3.		[0(210)/45(416)/45(416)]s/core	1466.620874
4.	4 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)/0(416)]s/core	4042.765065
5.		[0(210)/0(416)/45(416)/0(416)]s/core	3541.414675
6.		[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core	2859.009689
7.		[0(210)/45(416)/45(416)/45(416)]s/core	1875.860755
8.	5 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)/0(416)/0(416)]s/core	5226.081432
9.		[0(210)/0(416)/45(416)/0(416)/0(416)]s/core	4755.988906
10.		[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/0(416)]s/core	4158.723352
11.		[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/45(416)]s/core	3374.606764
12.		[0(210)/45(416)/45(416)/45(416)/45(416)]s/core	2299.697494
13	8 Layer	[0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/45(210)]s/core	6591.043593

4.2 Metode Simulasi

Metode ini bertujuan untuk mendapatkan stiffness dan beban maksimal menggunakan perhitungan. Spesimen yang digunakan pada metode ini adalah spesimen seperti pada tabel 3.2.

4.2.1. Meshing

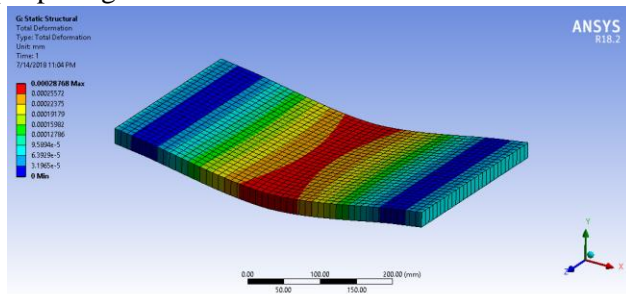
Dengan proses seperti yang dijelaskan pada bab 3 maka hasil meshing pada setiap spesimen adalah seperti pada gambar 4.3



Gambar 4. 3 Contoh Hasil Meshing

4.2.2. Contoh Perhitungan

Hasil yang dibutuhkan dari simulasi ini adalah *deformasi*. Nilai deformasi digunakan untuk mengetahui nilai stiffness dari spesimen dan nilai tegangan digunakan untuk mengetahui beban maksimal yang dapat diterima spesimen. Nilai dari *deformasi*, terdapat pada gambar 4.4.



Gambar 4. 4 Nilai Deformasi

Untuk contoh perhitungan berikut ini digunakan spesimen 3 layer dengan spesifikasi sama dengan contoh perhitungan pada metode analisis. Perhitungan untuk mencari stiffness dari spesimen adalah sebagai berikut

$$\frac{W}{\Delta} = \frac{Pembbebanan}{Defleksi}$$

$$\frac{W}{\Delta} = \frac{1 \text{ N}}{0.00028768 \text{ mm}} = 3476.08 \text{ N/mm}$$

4.2.3. Hasil

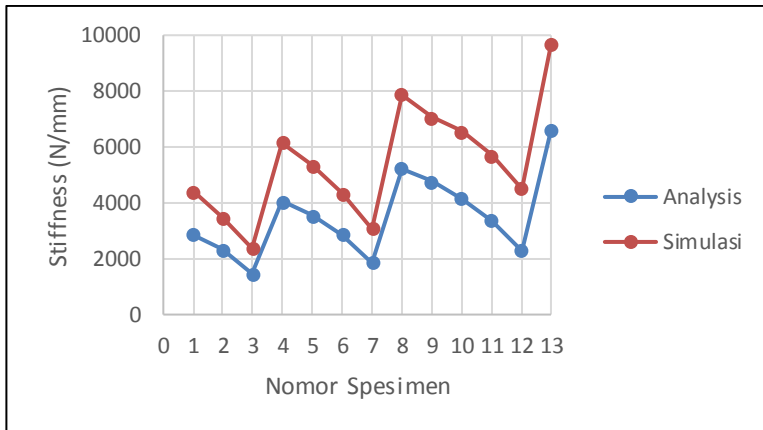
Setelah melakukan perhitungan dengan cara yang sama seperti runtutan diatas maka di dapatkan hasil seperti pada tabel 4.2

Tabel 4. 2 Tabel Hasil Simulasi

no	Jumlah Layer	Layup Orientation	Panel Stiffness
			N/mm
1.	3 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)]s/core	4414.03664
2.		[0(210)/45(416)/0(416)]s/core	3476.08454
3.		[0(210)/45(416)/45(416)]s/core	2371.97277
4.	4 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)/0(416)]s/core	6148.17091
5.		[0(210)/0(416)/45(416)/0(416)]s/core	5323.679727
6.		[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core	4338.959518
7.		[0(210)/45(416)/45(416)/45(416)]s/core	3098.085383
8.	5 Layer	[0(210)/0(416)/0(416)/0(416)/0(416)]s/core	7872.15618
9.		[0(210)/0(416)/45(416)/0(416)/0(416)]s/core	7072.635971
10.		[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/0(416)]s/core	6555.227794
11.		[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/45(416)]s/core	5709.065997
12.		[0(210)/45(416)/45(416)/45(416)/45(416)]s/core	4502.070953
13	8 Layer	[0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)]s/core	9654.768397

4.3 Perbandingan Stiffness Hasil Metode Analysis dan Simulasi

Setelah mengetahui stiffness dari dua belas spesimen maka perbandingan ini bertujuan untuk mengetahui perbedaan hasil dari metode analysis dan metode simulasi pada spesimen dengan material, jumlah layer dan *layupo orientation* yang sama. Grafik perbedaan hasil stiffness dari kedua metode terdapat pada gambar 4.5



Gambar 4. 5 Grafik perbandingan stiffness hasil metode analysis dan eksperimen

4.4 Pemilihan Spesimen Untuk Metode Eksperimen

Setelah mengetahui nilai *stiffness* dan beban maksimal dari dua belas spesimen tersebut selanjutnya adalah memilih beberapa spesimen untuk dilakukan metode eksperimen yaitu pengujian. Pemilihan spesimen didasarkan pada nilai stiffness dan ketahanan material terhadap berbagai arah gaya, oleh karena itu spesimen dengan stiffness terbesar belum tentu terpilih karena belum tentu memiliki ketahanan terhadap berbagai arah gaya.

Untuk mengetahui ketahanan material terhadap berbagai macam gaya dilakukan perhitungan untuk mengetahui modulus elastisitas dan tegangan maksimal yang dapat diterima ketika beban bekerja dengan sudut 45° terhadap arah layer.

1. Young's modulus lamina pada sudut 45°

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{(\cos \theta)^4}{E_{11}} + \frac{(\sin \theta)^4}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) (\sin 2\theta)^2$$

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{(\cos 45^\circ)^4}{5.51 \times 10^{10}} + \frac{(\sin 45^\circ)^4}{5.51 \times 10^{10}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{4.21 \times 10^9} - \frac{2 \times 0.042}{5.51 \times 10^{10}} \right) (\sin 2 \times 45^\circ)^2$$

$$E_{xx} = 1.47 \times 10^{10}$$

2. Tensile Strength *Lamina* pada Sudut 45°

$$\frac{1}{F_{xx}} = \frac{(\cos \theta)^4}{F_{1t}} + \frac{(\sin \theta)^4}{F_{2t}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{F_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{F_{1t}} \right) (\sin 2\theta)^2$$

$$\frac{1}{F_{xx}} = \frac{(\cos 45^\circ)^4}{6.5 \times 10^8} + \frac{(\sin 45^\circ)^4}{6.5 \times 10^8} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{1.33 \times 10^8} - \frac{2 \times 0.042}{6.5 \times 8} \right) (\sin 2 \times 45^\circ)^2$$

$$F_{xx} = 3.8 \times 10^8 \text{ Pa}$$

Berdasarkan hasil perhitungan modulus elastisitas dan tegangan maksimal ketika beban yang bekerja bersudut 45° lebih kecil daripada ketika sejajar dengan arah bebannya. Oleh karena itu spesimen yang dipilih minimal memiliki jumlah layer bersudut 45° yang sama dengan jumlah layer yang bersudut 0° . Dengan pertimbangan di atas maka spesimen yang dipilih untuk dilakukan pengujian adalah seperti tabel 4.3.

4.5 Metode Eksperimen

Metode ini bertujuan untuk mendapatkan *stiffness* dan beban maksimal yang dimiliki oleh spesimen sebagai acuan perhitungan dan simulasi dan untuk mengisi dokumen SES. Spesimen yang digunakan dalam metode ini adalah seperti tabel 4.3.

4.5.1. Setup Pengujian

Pengujian yang dilakukan ada tiga jenis yaitu *3-point bending*, *perimeter shear* dan *perimeter tensile*. Berikut ini adalah setup dari masing-masing pengujian yang dilakukan.

Tabel 4. 3 Pemilihan spesimen

No	Jumlah Layer	Layup Orientation	Struktur
1	3 layer	$[0(210)/45(416)/0(416)]_s/\text{core}$	<i>front hoop bracing</i>
2	4 layer	$[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]_s/\text{core}$	<i>front bulkhead support side impact zone main hoop bracing support</i>
3	8 layer	$[0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)]$	<i>front bulkhead</i>

1. 3-point bending test



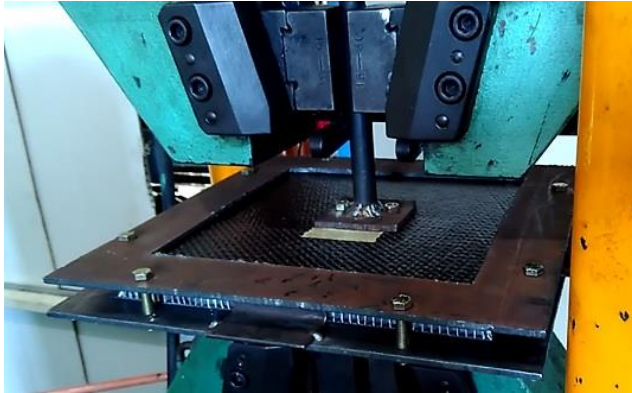
Gambar 4. 6 3-point bending test

2. Perimeter shear test



Gambar 4. 7 Perimeter shear test

3. Perimeter tensile test

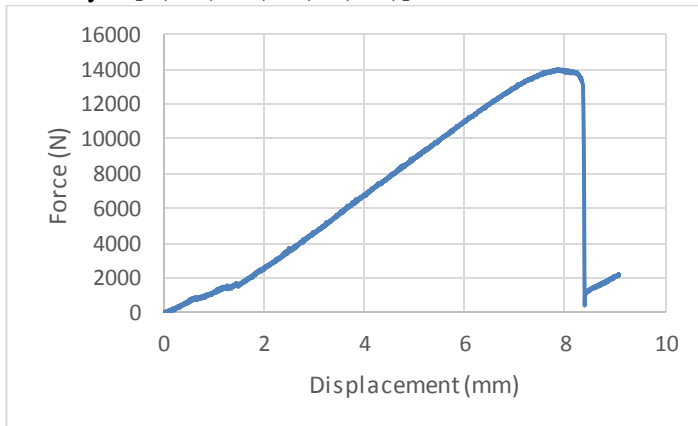


Gambar 4. 8 *Perimeter tensile test*

4.5.2. Hasil

4.5.2.1 3-Point Bending Test

1. 3 layer [0(210)/45(416)/0(416)]



Gambar 4. 9 Grafik hasil *3-point bening test* untuk 3 layer

Pada grafik gambar 4.9 dapat dilihat bahwa beban maksimal yang dapat diterima oleh spesimen 3 layer adalah 14015.6 N. Untuk stiffness dari spesimen 3 layer dicari dengan

menggunakan file SES dari panita FSAE. Untuk mendapatkan stiffness melalui file SES dibutuhkan nilai *force* dan *displacement* pada daerah elastis pada grafik hasil pengujian. Pada grafik gambar 4.9 Garis dengan kemiringan konstan dimulai dari displacement 2 mm sampai dengan 6 mm.

Input nilai *force* dan *displacement* ke dalam file SES bagian *specimen equivalency* seperti pada gambar 4.10 . Pada gambar 4.10 nilai gradien adalah nilai dari stiffness spesimen 3 layer yaitu 2129 N/mm.

Setelah didapatkan nilai *stiffness* selanjutnya adalah melihat ke halaman structural equivalency apakah nilai stiffness sudah mencukupi untuk memenuhi regulasi dari setiap struktur. Untuk spesimen 3 layer akan digunakan untuk *front hoop bracing*, halaman *structural equivalency* untuk *front hoop bracing* adalah seperti gambar 4.9.

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for minimum and maximum load/deflection in linear-elastic region

x_1 (mm)	1.992	y_1 (N)	2468.75	Gradient (N/mm)	2129
x_2 (mm)	5.448	y_2 (N)	9828.13		

Enter value for force at panel failure or maximum tested force

y_{max} (N) 14016

Enter details of test setup, panel core and skin thicknesses below

l (mm)	400	Panel Support Span
h (mm)	275	Panel Height
b (mm)	20	Core Thickness
t_1 (mm)	1.25	Inner Skin Thickness
t_2 (mm)	1.25	Outer Skin Thickness
I (mm ⁴)	77702	Second moment of area
E (GPa)	36.5	Skin modulus of elasticity
σ_{UTS} (MPa)	203	UTS of skins

Plot Area

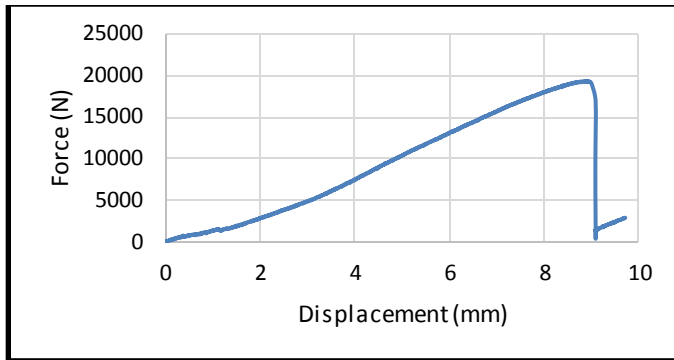
Gambar 4. 10 Speciment equivalency pada lembar SES untuk 3 layer

Front Hoop Bracing		Enter construction type Composite only		
Material Property	Baseline	Your Tube	Your Compos	Your Total
Material type	Steel	Steel	Other 2	
Tubing Type	Round	Round	NA	
Material name / grade	Steel	Steel	3 layer	
Youngs Modulus, E	2.00E+11	2.00E+11	3.65E+10	
Yield strength, Pa	3.05E+08	3.05E+08	2.03E+08	
UTS, Pa	3.65E+08	3.65E+08	2.03E+08	
Yield strength, welded, Pa	1.80E+08	1.80E+08	2.00E+08	
UTS welded, Pa	3.00E+08	3.00E+08	2.00E+08	
Number of tubes	1	1		
Tube O.D., mm	25.4	25.4		
Wall, mm	1.60	1.6		
Thickness of panel, mm			22.5	
Thickness of core, mm			20	
Thickness of inner skin, mm			1.25	
Thickness of outer skin, mm			1.25	
Panel height, mm (half width across top of chassis)			231.46	
O.D., m	0.0254	No tubes		
Wall, m	0.0016			
I, m ⁴	8.51E-09		6.54E-08	6.54E-08
EI	1.70E-03		2.39E+03	2.39E+03
Area, mm ²	119.6		578.7	578.7
Yield tensile strength, N	3.65E+04		1.17E+05	1.17E+05
UTS, N	4.37E+04		1.17E+05	1.17E+05
Yield tensile strength, N as welded	2.15E+04		1.17E+05	1.17E+05
UTS, N as welded	3.59E+04		1.17E+05	1.17E+05
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	3.78E+02		4.72E+03	4.72E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02		8.54E-03	8.54E-03
Energy absorbed up to UTS, J	6.86E+00		9.72E+01	9.72E+01

Gambar 4. 11 Halaman *structural equivalency* untuk *front hoop bracing*

2. 4 layer [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]

Pada grafik gambar 4.10 dapat dilihat bahwa beban maksimal yang dapat diterima oleh spesimen 4 layer adalah 19265.6 N. Untuk stiffness dari spesimen 4 layer dicari dengan menggunakan file SES dari panita FSAE. Untuk mendapatkan stiffness melalui file SES dibutuhkan nilai *force* dan *displacement* pada daerah elastis pada grafik hasil pengujian. Pada grafik gambar 4. Garis dengan kemiringan konstan dimulai dari displacement 2 mm sampai dengan 8 mm. Input nilai *force* dan *displacement* ke dalam file SES bagian *specimen equivalency* seperti pada gambar 4.11 . Pada gambar 4.11 nilai gradien adalah nilai dari stiffness spesimen 4 layer yaitu 2791 N/mm. Khusus untuk spesimen 4 layer karena akan digunakan pada *side impact structure* nilai energi serapan juga harus dimasukkan. Nilai energi serapan dari spesimen 4 layer adalah 81.8534 J.



Gambar 4. 12 Grafik hasil *3-point bening test* untuk 4 layer

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for minimum and maximum load/deflection in linear-elastic region.
Gradient must be \geq that of two baseline steel tubes

x_1 (mm)	3.406	y_1 (N)	5781.25	Gradient (N/mm)	2791
x_2 (mm)	6.412	y_2 (N)	14171.88		

Enter value for force at panel failure or maximum tested force.
 y_{max} (N) 19265.6 (\geq bending strength of two baseline side impact tubes)

Enter value of absorbed energy, must be \geq that of two baseline tubes
Energy (J) 81.8534

Enter details of test setup, panel core and skin thicknesses below

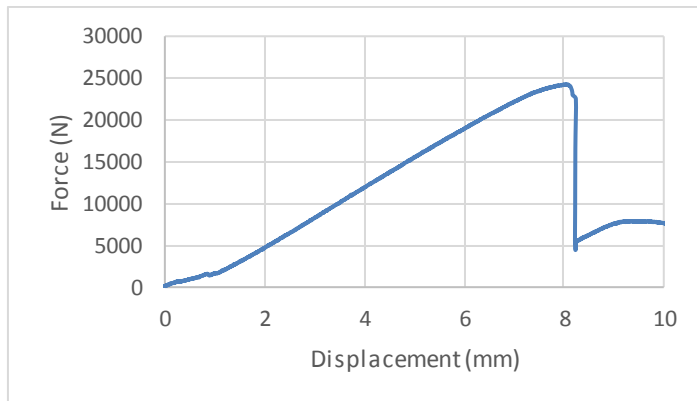
l (mm)	400	Panel Support Span
h (mm)	275	Panel Height (should be 275mm, alternative sizes must be agreed in advance)
b (mm)	20	Core Thickness
t_1 (mm)	1.75	Inner Skin Thickness
t_2 (mm)	1.75	Outer Skin Thickness
I (mm ⁴)	114076	Second moment of area
E (GPa)	32.6	Skin modulus of elasticity
σ_{UTS} (MPa)	198	UTS of skins

Gambar 4. 13 *Speciment equivalency* pada lembar SES untuk 4 layer

Setelah didapatkan nilai *stiffness* selanjutnya adalah melihat ke halaman *structural equivalency* apakah nilai *stiffness* sudah mencukupi untuk memenuhi regulasi dari setiap struktur. Untuk spesimen 4 layer akan digunakan untuk *side impact structure*, *front bulkhead support* dan *main hoop bracing support* halaman *structural equivalency* untuk *front bulkhead support* adalah seperti gambar 4.12

Front Bulkhead Support Structure						
		Enter construction type Composite only				
Material Property	Baseline	Your Tube type	Your Tube type	Your Tube type	Your Tubes	Your Composite
Material type	Steel	Steel	Steel	Steel		Composite 1
Tubing Type	Round	Round	Round	Round		NA
Material name / grade	Steel	Steel	Steel	Steel		T330 Laminate
Youngs Modulus, E	2.00E+11	2.00E+11	2.00E+11	2.00E+11		5.12E+10
Yield strength, Pa	3.05E+08	3.05E+08	3.05E+08	3.05E+08		1.99E+08
UTS, Pa	3.65E+08	3.65E+08	3.65E+08	3.65E+08		1.99E+08
Yield strength, welded, Pa	1.80E+08	1.80E+08	1.80E+08	1.80E+08		N/A
UTS welded, Pa	3.00E+08	3.00E+08	3.00E+08	3.00E+08		N/A
Number of tubes	3	3	0	0		
Tube OD, mm	25.4	25.4	25.4	25.4		
Wall, mm	1.2	1.2	1.2	1.2		
Thickness of panel, mm						23.5
Thickness of core, mm						20
Thickness of inner skin, mm						1.75
Thickness of outer skin, mm						1.75
Panel height, mm						308.33
OD, m	0.0254	No tubes	No tubes	No tubes		
Wall, m	0.0012					
L, m ⁴	6.70E-03					1.28E-07
EI	4.02E+03					6.55E-03
Area, mm ²	273.7					1079.4
Yield tensile strength, N	8.35E+04					2.14E+05
UTS, N	9.98E+04					2.14E+05
Yield tensile strength, N as welded	4.93E+04					2.14E+05
UTS, N as welded	8.21E+04					2.14E+05
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	2.31E+03					8.64E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02					7.25E-03
Energy absorbed up to UTS, J	1.38E+01					1.19E-02
						1.18E-02

Gambar 4. 14 Halaman structural equivalency untuk front bulkhead support



Gambar 4. 15 Hasil 3-point bending test untuk 5 layer

3. 5 layer [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/0(416)]

Pada grafik gambar 4.13 dapat dilihat bahwa beban maksimal yang dapat diterima oleh spesimen 5 layer adalah 24250 N. Untuk stiffness dari spesimen 5 layer dicari dengan

menggunakan file SES dari panita FSAE. Untuk mendapatkan stiffness melalui file SES dibutuhkan nilai *force* dan *displacement* pada daerah elastis pada grafik hasil pengujian. Pada grafik gambar 4. Garis dengan kemiringan konstan dimulai dari displacement 2 mm sampai dengan 8 mm.

Input nilai *force* dan *displacement* ke dalam file SES bagian *specimen equivalency* seperti pada gambar 4.14 . Pada gambar 4.14 nilai gradien adalah nilai dari stiffness spesimen 5 layer yaitu 3571 N/mm.

Setelah didapatkan nilai *stiffness* selanjutnya adalah melihat ke halaman structural equivalency apakah nilai stiffness sudah mencukupi untuk memenuhi regulasi dari setiap struktur. Untuk spesimen 5 layer akan digunakan untuk *front bulkhead* halaman *structural equivalency* untuk *front bulkhead* adalah seperti gambar 4.15.

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for minimum and maximum load/deflection in linear-elastic region

x_1 (mm)	1.478	y_1 (N)	2953.125	Gradient (N/mm)	3571
x_2 (mm)	5.088	y_2 (N)	15843.75	Plot Area	

Enter value for force at panel failure or maximum tested force

y_{max} (N) 24250

Enter details of test setup, panel core and skin thicknesses below

l (mm)	400	Panel Support Span
h (mm)	275	Panel Height
b (mm)	20	Core Thickness
t_1 (mm)	2	Inner Skin Thickness
t_2 (mm)	2	Outer Skin Thickness
I (mm ⁴)	133467	Second moment of area
E (GPa)	35.7	Skin modulus of elasticity
σ_{UTS} (MPa)	218	UTS of skins

Gambar 4. 16 Speciment equivalency pada lembar SES untuk 5 layer

		Enter construction type	Composite only	
Material Property	Baseline	Your Tube	Your Compos	Your Total
Material type	Steel	Steel	Other 1	
Tubing Type	Round	Round		N/A
Material name /grade	Steel	Steel	5 layer	
Youngs Modulus, E	2.00E+11	2.00E+11		3.57E+10
Yield strength, Pa	3.05E+08	3.05E+08		2.18E+08
UTS, Pa	3.65E+08	3.65E+08		2.18E+08
Yield strength, welded, Pa	1.80E+08	1.80E+08		1.00E+00
UTS welded, Pa	3.00E+08	3.00E+08		1.00E+00
UTS shear, Pa	2.19E+08			9.07E+07
Number of tubes	2	2		
Tube OD, mm	25.4	25.4		
Wall, mm	1.6	1.6		
Thickness of panel, mm				24
Thickness of core, mm				20
Thickness of inner skin, mm				2
Thickness of outer skin, mm				2
Panel height, mm				70.24
OD, m		0.0254	No tubes	
Wall, m		0.0016		
I, m ⁴		8.51E-09		1.10E-07
EI		3.40E-03		4.71E+03
Area, mm ²		239.3		2810
Yield tensile strength, N		7.30E+04		6.12E+04
UTS, N		8.73E+04		6.12E+04
Yield tensile strength, N as welded		4.31E+04		6.12E+04
UTS, N as welded		7.18E+04		6.12E+04
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N		1.96E+03		8.00E+03
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m		1.20E-02		8.66E-03
Energy absorbed up to UTS, J		1.17E-01		1.42E-02
Perimeter shear, N (monocoques only)		4.65E+05	N/A	2.57E+05

Gambar 4. 17 Halaman *structural equivalency* untuk *front bulkhead*

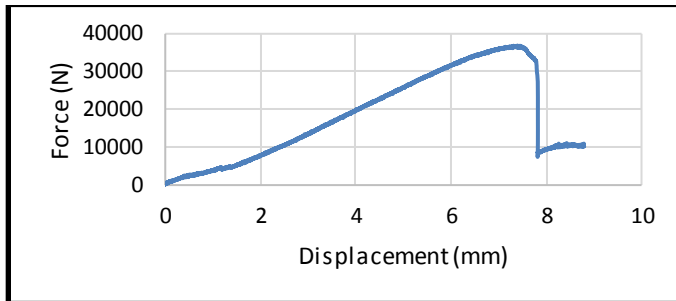
Dapat dilihat pada gambar 4.15 bahwa nilai stiffness dari spesimen 5 layer mencukupi untuk struktur *front bulkhead* tapi ada empat persyaratan yang tidak terpenuhi yaitu *yield strength*, *ultimate tensile strength* dan *perimeter shear strength*. Oleh karena itu spesimen 5 layer diganti dengan spesimen 8 layer namun dengan material XPREG XC110 yang memiliki densitas 210 g/m³.

4. 8 layer

[0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)]

Pada grafik gambar 4.16 dapat dilihat bahwa beban maksimal yang dapat diterima oleh spesimen 5 layer adalah 36890 N. Untuk stiffness dari spesimen 8 layer dicari dengan menggunakan file SES dari panita FSAE. Untuk mendapatkan stiffness melalui file SES dibutuhkan nilai *force* dan

displacement pada daerah elastis pada grafik hasil pengujian. Pada grafik gambar 4.16 Garis dengan kemiringan konstan dimulai dari displacement 2 mm sampai dengan 8 mm. Input nilai *force* dan *displacement* ke dalam file SES seperti pada gambar 4.17



Gambar 4. 18 Hasil 3-point bending test untuk 8 layer

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for minimum and maximum load/deflection in linear-elastic region

x_1 (mm)	1.478	y_1 (N)	5203.125	Gradient (N/mm)	5895
x_2 (mm)	5.088	y_2 (N)	26484		

Enter value for force at panel failure or maximum tested force

y_{max} (N) **36890**

Enter details of test setup, panel core and skin thicknesses below

I (mm ⁴)	400	Panel Support Span
h (mm)	275	Panel Height
b (mm)	20	Core Thickness
t_1 (mm)	2	Inner Skin Thickness
t_2 (mm)	2	Outer Skin Thickness
I (mm ⁴)	133467	Second moment of area
E (GPa)	58.9	Skin modulus of elasticity
σ_{UTS} (MPa)	332	UTS of skins

Gambar 4. 19 Specimen equivalency pada lembar SES untuk 8 layer

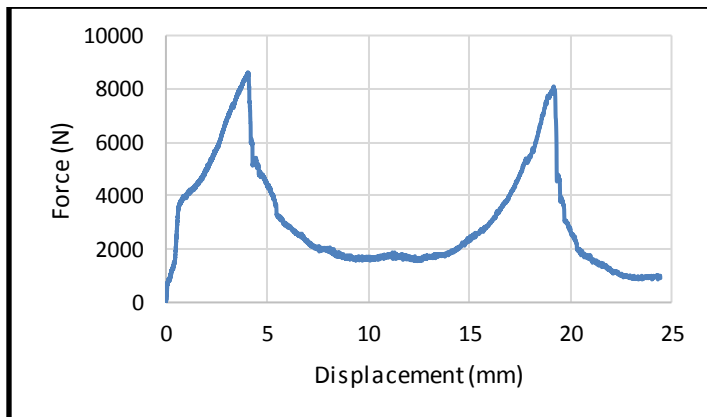
Input nilai *force* dan *displacement* ke dalam file SES bagian *specimen equivalency* seperti pada gambar 4.17 . Pada gambar 4.17 nilai gradien adalah nilai dari stiffness spesimen 8 layer yaitu 5895 N/mm.

Setelah didapatkan nilai *stiffness* selanjutnya adalah melihat ke halaman structural equivalency apakah nilai

stiffness sudah mencukupi untuk memenuhi regulasi dari setiap struktur. Untuk spesimen 5 layer akan digunakan untuk *front bulkhead* halaman *structural equivalency* untuk *front bulkhead* adalah seperti gambar 4.18

Front Bulkhead		Enter construction type Composite only		
Material Property	Baseline	Your Tube	Your Composite	Your Total
Material type	Steel	Steel	Other 1	
Tubing type	Round	Round		N/A
Material name/grade	Steel	Steel	5 layer	
Young's Modulus, E	2.00E+11	2.00E+11	5.89E+10	
Yield strength, Pa	3.05E+08	3.05E+08	3.32E+08	
UTS, Pa	3.65E+08	3.65E+08	3.32E+08	
Yield strength, welded, Pa	1.80E+08	1.80E+08	1.00E+08	
UTS welded, Pa	3.00E+08	3.00E+08	1.00E+08	
UTS shear, Pa	2.19E+08		1.68E+08	
Number of tubes	2	2		
Tube OD, mm	25.4	25.4		
Wall, mm	1.6	1.6		
Thickness of panel, mm			24	
Thickness of core, mm			20	
Thickness of inner skin, mm			3	
Thickness of outer skin, mm			2	
Panel height, mm			70.24	
OD, m	0.0254	No tubes		
Wall, m	0.0016		1.10E-07	1.10E-07
L, m ⁴	8.51E-08		6.10E+03	6.10E+03
EI	3.40E+03		281.0	281.0
Area, mm ²	239.3		3.33E+04	3.33E+04
Yield tensile strength, N	7.30E+04		3.33E+04	3.33E+04
UTS, N	8.73E+04		3.33E+04	3.33E+04
Yield tensile strength, N as welded	4.31E+04		3.33E+04	3.33E+04
UTS, N as welded	7.18E+04		3.33E+04	3.33E+04
Max load at mid span to give UTS for 1m long tube, N	1.96E+03		1.22E+04	1.22E+04
Max deflection at baseline load for 1m long tube, m	1.20E-02		6.89E-03	6.89E-03
Energy absorbed up to UTS, J	1.17E+01		2.54E+02	2.54E+02
Perimeter shear, N (monocoques only)	4.69E+05		4.76E+05	4.76E+05
		N/A		

Gambar 4. 20 Halaman *structural equivalency* untuk *front bulkhead support*



Gambar 4. 21 Hasil perimeter shear test untuk 4 layer

4.5.2.2 Perimeter Shear Test

1. 4 layer [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]

Berdasarkan grafik gambar 4.19 dapat dilihat bahwa ada dua puncak dari grafik tersebut yang berarti puncak pertama adalah beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* pertama dari panel *composite sandwich* sedangkan puncak yang kedua adalah beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* kedua dari *composite sandwich*. Untuk beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* pertama adalah 8625 N sedangkan untuk *skin* kedua adalah 8093.75 N.

Input nilai dari beban maksimal dari skin pertama dan kedua dan ketebalan dari skin ke dalam file SES bagian *specimen equivalency* seperti pada gambar 4.20. Pada gambar 4.20 Nilai tegangan geser yang dimiliki oleh *skin* dari *composite sandwich* adalah 62.8 MPa.

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for force at first and second peak (see guidance notes)

y_{max} (N) 8625 (Determines Shear Strength for T3.34 where appropriate)

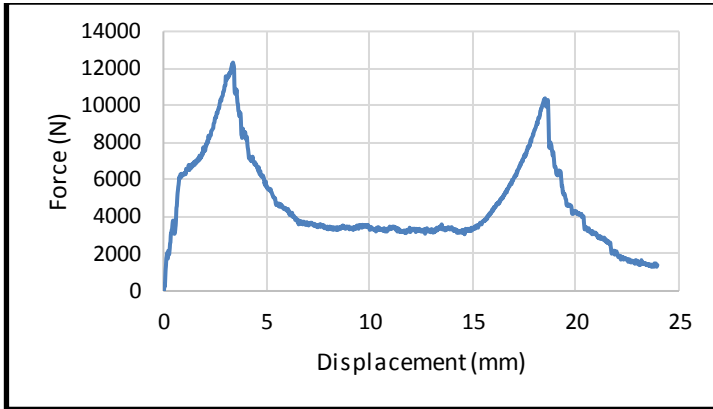
Peak 2 (N) 8093.75 PASS

Enter details of skin thickness

t (mm) 1.75

σ_{shear} (Mpa) 62.8 Shear strength of skin, used for attachment calcs where appropriate

Gambar 4. 22 Specimen Equivalency Perimeter Shear 4 layer



Gambar 4. 23 Hasil perimeter shear test untuk 5 layer

2. 5 layer [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)/0(416)]

Berdasarkan grafik gambar 4.21 dapat dilihat bahwa ada dua puncak dari grafik tersebut yang berarti puncak pertama adalah beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* pertama dari panel *composite sandwich* sedangkan puncak yang kedua adalah beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* kedua dari *composite sandwich*. Untuk beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* pertama adalah 12320 N sedangkan untuk *skin* kedua adalah 10301 N.

Input nilai dari beban maksimal dari *skin* pertama dan kedua dan ketebalan dari *skin* ke dalam file SES bagian *specimen equivalency* seperti pada gambar 4.22. Pada gambar 4.22 Nilai tegangan geser yang dimiliki oleh *skin* dari *composite sandwich* adalah 69.7 MPa.

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for force at first and second peak (see monocoque guidance tab)

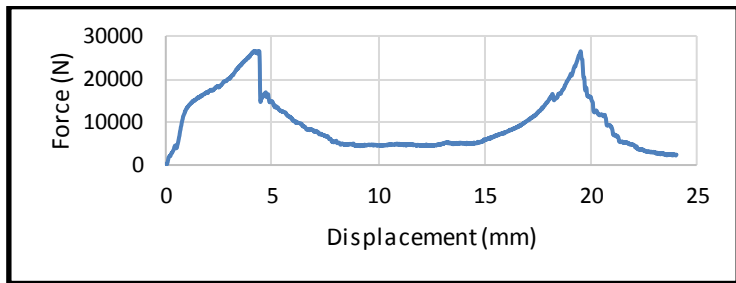
y_{\max} (N)

Enter details of skin thickness

t (mm)

σ_{shear} (Mpa) Shear strength of skin, used for attachment calcs where appropriate

Gambar 4. 24 Specimen Equivalency Perimeter Shear 5 layer



Gambar 4. 25 Hasil perimeter shear test untuk 8 layer

3. 8 layer

[0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)]

Berdasarkan grafik gambar 4.23 dapat dilihat bahwa ada dua puncak dari grafik tersebut yang berarti puncak pertama adalah beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* pertama dari panel *composite sandwich* sedangkan puncak yang kedua adalah beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* kedua dari *composite sandwich*. Untuk beban maksimal yang dapat diterima oleh *skin* pertama adalah 26527 N sedangkan untuk *skin* kedua adalah 26445 N.

Input nilai dari beban maksimal dari *skin* pertama dan kedua dan ketebalan dari *skin* ke dalam file SES bagian

specimen equivalency seperti pada gambar 4.24. Pada gambar 4.24 Nilai tegangan geser yang dimiliki oleh *skin* dari composite sandwich adalah 168.9 MPa.

Figure 2: Load Deflection Curve

Enter values for force at first and second peak (see monocoque guidance tab)

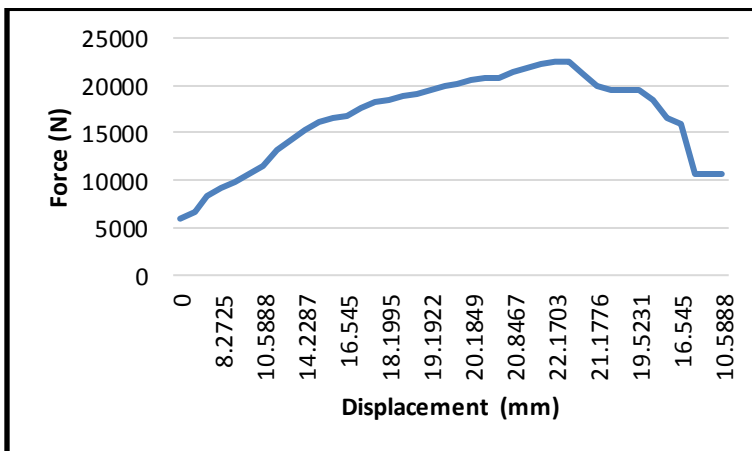
y_{max} (N)

Enter details of skin thickness

t (mm)

σ_{shear} (Mpa) Shear strength of skin, used for attachment calcs where appropriate

Gambar 4. 26 Specimen Equivalency Perimeter Shear 8 layer



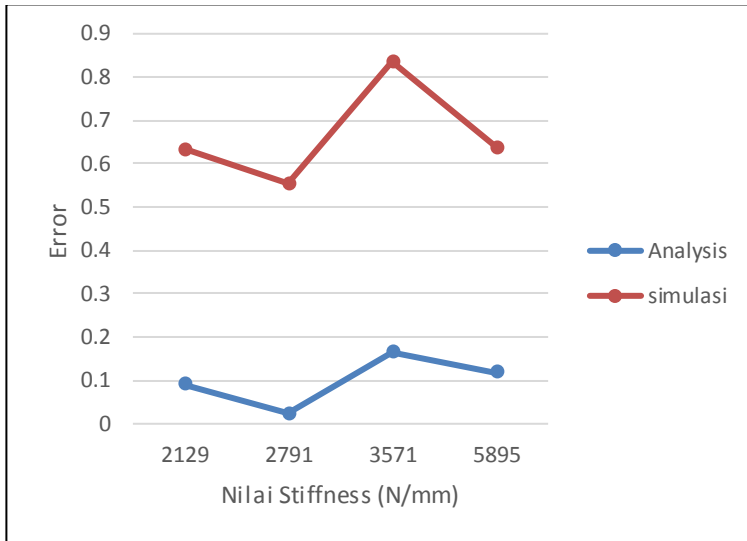
Gambar 4. 27 Hasil perimeter tensile test untuk 4 layer

4.5.2.3 Perimeter Tensile Test

Pada gambar 4.25 terlihat bahwa beban tarik maksimal yang dapat diterima spesimen 4 layer adalah 22000 kN.

4.6 Perbandingan Stiffness Hasil Analysis dan Simulasi Terhadap Eksperimen

Setelah didapatkan nilai stiffness dari metode analisis, simulasi dan eksperimen. Pada subbab ini akan dijelaskan error yang terjadi pada metode analisis dan simulasi terhadap metode eksperimen. Nilai error dari metode analisis dan simulasi terhadap metode eksperimen adalah seperti gambar 4.26.



Gambar 4. 28 Grafik perbandingan hasil analisis dan simulasi terhadap eksperimen

Berdasarkan gambar 4.26 hasil stiffness dari metode analisis memiliki error yang lebih kecil dari metode analisis. Error terbesar terjadi pada spesimen 5 layer dengan nilai stiffness 3571 N/mm, error pada metode analisis yaitu 16.546% dengan nilai stiffness 4158.72 N/mm dan dari metode simulasi memiliki error sebesar 83.57% dengan nilai stiffness 6555.23 N/mm. Error terkecil terjadi pada spesimen 4 layer dengan nilai stiffness 2791 N/mm, error pada metode analisis sebesar 2.44% dengan nilai stiffness 2859.01 N/mm dan dari metode simulasi 4338.96 N/mm. Berdasarkan gambar 4.26 dapat disimpulkan bahwa metode

analysis lebih efektif untuk memprediksi nilai stiffness dari spesimen *3-point bending*.

Terjadinya error pada metode analysis salah satunya disebabkan oleh batasan masalah kedua yaitu karena material properties dianggap konstan, pada kenyataannya ketika sebuah material menerima beban bending saat pengujian maka properti materialnya berubah. Selain itu error juga dapat disebabkan oleh batasan masalah kelima yaitu bonding antar *skin* dan *core* dianggap sempurna, pada kenyataannya bonding antar *skin* dan *core* ditentukan oleh presentase resin yang ada diantara skin dan core.

Terjadinya error pada metode simulasi sama dengan penyebab terjadinya error pada metode analysis. Selain itu terjadinya error pada metode simulasi juga dapat disebabkan karena luasan indenter. Pada metode eksperimen permukaan indenter berbentuk lingkaran dengan diameter 100 mm sedangkan pada metode simulasi pembebanan hanya didistribusikan segaris.

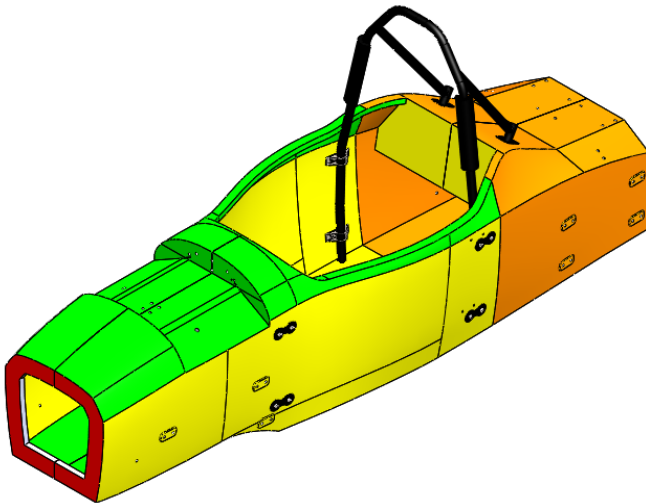
Seperti telah dijelaskan pada subbab 4.5.2 bahwa semua nilai stiffness sudah memenuhi regulasi FSAE untuk masing-masing struktur seperti pada gambar 4.9, 4.12 dan 4.18 yang ditunjukkan dengan warna hijau pada halaman *structural equivalency*.

4.7 Chassis Monocoques

Setelah melakukan analysis, simulasi, pemilihan spesimen dan pengujian. Maka jumlah layer dan *layup orientation* chassis monocoque dari mobil listrik *Carstensen* adalah seperti gambar 4.27 sedangkan untuk jumlah layer dan *layup orientation*nya adalah seperti tabel 4.4

Pada gambar 4.27 terdapat 4 warna yaitu merah, hijau, kuning dan orange. Untuk permukaan yang berwarna merah memiliki 8 layer carbon fiber dengan nilai EI sebesar $6.1 \times 10^3 \text{ Nm}^2$ untuk memenuhi regulasi seperti pada gambar 4.18, yang mana nilai EI tersebut 79% lebih besar dari nilai EI minimal regulasi. Nilai EI yang jauh lebih besar dari nilai EI minimal regulasi dikarenakan untuk memenuhi perimeter shear minimal yang

ditetapkan regulasi. Untuk permukaan yang berwarna kuning dan orange memiliki 4 layer carbon fiber dengan nilai EI sebesar $6.55 \times 10^3 \text{ Nm}^2$ untuk memenuhi regulasi seperti pada gambar 4.18, yang mana nilai EI tersebut 63% lebih besar dari nilai EI minimal regulasi. Nilai EI yang jauh lebih besar dari nilai EI minimal regulasi dikarenakan untuk memenuhi energi serapan minimal regulasi. Untuk permukaan yang berwarna hijau memiliki 3 layer carbon fiber dengan nilai EI sebesar $2.39 \times 10^3 \text{ Nm}^2$ untuk memenuhi regulasi seperti pada gambar 4.18, yang mana nilai EI tersebut 40% lebih besar dari nilai EI minimal regulasi. Nilai EI yang jauh lebih besar dari nilai EI minimal regulasi dikarenakan pada struktur tersebut terdapat suspensi yang dapat menimbulkan gaya tekan tambahan akibat akselerasi dan pengereman.



Gambar 4. 29 Chassis monocoque mobil Carstensz

Tabel 4. 4 Jumlah *layer* dan *layup orientatation* pada *chassis monocoque* mobil Carstensz

Color	Thicknes (mm)			Layup Orientation
	Core	Skin	Panel	
RED	20	2	24	[0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)/0(210)/45(210)]s/core
ORANGE	20	1.75	23.5	[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core
YELLOW	20	1.75	23.5	[0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core
GREEN	20	1.25	22.5	[0(210)/45(416)/0(416)]s/core

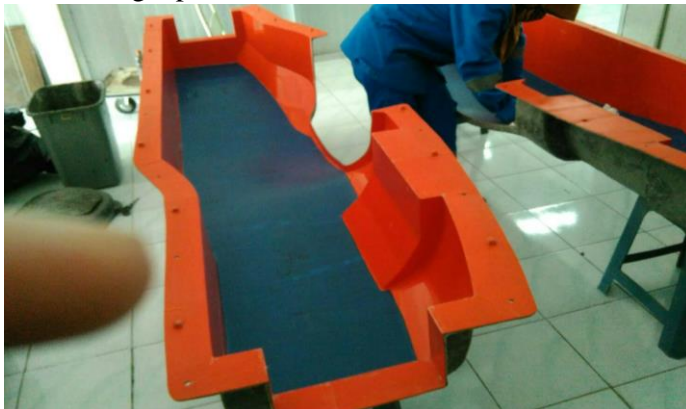
4.8 Pembuatan Chassis Monocoque

4.8.1. Proses Pembuatan

Proses pembuatan chassis monocoque setelah master model selesai adalah sebagai berikut

1. Penempelan serat karbon pada master model

Serat karbon yang digunakan adalah serat prepreg sehingga pada layer karbon sudah terdapat resin. Untuk pemasangannya cukup dengan menempelkan layer karbon pada master model karena resin yang terdapat pada layer karbon bersifat lengket. Kesulitan yang dihadapi ketika penempelan layer karbon adalah ketika posisi master mode ada di atas layer karbon karena layer karbon sering lepas dari master model.



Gambar 4. 30 Penempelan serat karbon



Gambar 4. 31 Penempelan honeycomb

2. Penempelan *honeycomb* pada serat karbon

Penempelan *honeycomb* pada serat karbon seperti pada gambar 4.29 dengan cara dipaku untuk mempertahankan posisi dari *honeycomb*. Kesulitan yang dihadapi diantaranya adalah pattern pemotongan *honeycomb* yang harus benar-benar sama dengan master model dan sering lepasnya *honeycomb* dari posisi awalnya.,

3. Curing

Proses *curing* dari serat karbon seperti pada gambar 4.30 adalah dengan menggunakan oven. Ketika proses oven layer karbon juga divakumkan agar tertekan dan mengikuti kontur dari master model. Kesulitan yang dihadapi adalah seringnya terjadi kebocoran pada plastik vakum bagging yang sangat sulit ditemukan karena sangat kecil dan sulitnya mengatur plastik vakum agar tidak tegang dan sobek.



Gambar 4. 32 Proses curing



Gambar 4. 33 Chassis monocoque mobil Carstenz

4. Hasil Akhir

Hasil akhir dari chassis monocoque adalah seperti pada gambar 4.31. Pada gambar 4.31 monocoque sudah diassembled dengan wishbone.

4.8.2. Evaluasi Hasil Pembuatan Chassis Monocoque

1. Skin dan core tidak tersambung dengan baik

Bonding antara *skin* dan *core* yang tidak sempurna seperti pada gambar 4.32 dapat disebabkan berbagai macam hal diantaranya dikarenakan resin yang mengikat antar *core* dan *skin* kuantitasnya tidak mencukupi dan kontur permukaan yang terlalu sulit.



Gambar 4. 34 Sambungan antara skin dan core yang tidak sempurna

2. Permukaan memiliki kadar resin lebih sedikit

Permukaan yang tidak tertutup resin seperti pada gambar 4.33 dapat disebabkan oleh posisi valve vakum yang terlalu dekat dengan permukaan sehingga banyak resin yang menggumpal di satu permukaan dan di permukaan lainnya memiliki kadar resin yang lebih sedikit.



Gambar 4. 35 Permukaan chassis yang tidak tertutup resin

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB V

KESIMPULAN & SARAN

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil analysis, simulasi dan eksperimen terhadap spesimen untuk chassis monocoque mobil listrik Carstensz, maka dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. *Stiffness* spesimen *3-point bending* berdasarkan metode analysis untuk 3 layer dengan layup orientation [0(210)/45(416)/0(416)]s/core adalah 2323,332 N/mm, sedangkan 4 layer dengan layup orientation [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core adalah 2859,009 N/mm, dan sementara 8 layer dengan layup orientation [0(210)/45(210) /0(210)/45(210)/0(210) /45(210)/0(210)/45(210)] sebesar 6591,043 N/mm
2. *Stiffness* spesimen *3-point bending* berdasarkan metode simulasi untuk 3 layer dengan layup orientation [0(210)/45(416)/0(416)]s/core adalah 3476,085 N/mm, sedangkan 4 layer dengan layup orientation [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core adalah 4338,96 N/mm, dan sementara sedangkan 4 layer dengan layup orientation [0(210)/45(210) /0(210)/45(210)/0(210) /45(210)/0(210)/45(210)] adalah sebesar 9654,768 N/mm
3. *Stiffness* spesimen *3-point bending*, kekuatan *skin* spesimen *perimeter shear strength* dan kekuatan tarik spesimen *Perimeter Tensile Test* berdasarkan metode eksperimen untuk 3 layer dengan layup orientation [0(210)/45(416)/0(416)]s/core adalah 3476,08 N/mm, sedangkan 4 layer dengan layup orientation [0(210)/45(416)/0(416)/45(416)]s/core adalah 4338,96 N/mm, dan sementara sedangkan 4 layer dengan layup orientation [0(210)/45(210) /0(210)/45(210)/0(210) /45(210)/0(210)/45(210)] adalah sebesar 9654,76 N/mm

5.2 Saran

Adapun beberapa saran pada penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Pada penelitian selanjutnya diharapkan menggunakan lebih banyak jenis material carbon seperti *unidirectional carbon fiber* dan *woven carbon fiber*
2. Untuk extend *honeycomb* diharapkan menggunakan alat, agar hasil kekuatan yang dihasilkan lebih merata.
3. Untuk material positif diharapkan menggunakan material yang lebih padat seperti kayu dan proses machining menggunakan CNC.

DAFTAR PUSTAKA

2016 Formula SAE ® Rules. USA: SAE International

Driver Restrains Nomenclature,<URL:

http://www.pirate4x4.com/tech/billavista/Harness_install/>

Hagan M., Rappolt J., dan Waldrop J. 2014. **Formula SAE Hybrid Carbon Fiber Monocoque / Steel Tube Frame Chassis for the Cal Poly Formula SAE Team Senior Project**. California: California Polytechnic State University.

Mallick, P.K. 2007. **Fibre-Reinforced Composites Materials, Manufacturing and Design**. Michigan: CRC Press.

Easy Composites,<URL:<http://www.easycomposites.co.uk/>>

Daniel, I.M. dan Ishai, O. 1994. **Engineering Mechanics of Composite Materials**. New York: Oxford University Press.

Allen, H.G. 1969. **Analysis and Design of Structural Sandwich Panels**. London: Pergamon Press.

Hibbeler, R.C. 2014. **Mechanics of Materials 9th edition**. USA: Prentice Hall.

Petras A. dan Sutcliffe, M.P.F. 1990. **Failure Mode Maps for Honeycomb Sandwich Panel**. Cambridge: Elsevier.

Ayres, T.J. 2010. **Design and Construction of Formula SAE Composite Chassis**. Australia: Edith Cowan University.

Story, R.D. 2014. **Design of Composite Sandwich Panels for a Formula SAE Monocoque Chassis**, Oregon: Oregon State University.

BIODATA PENULIS



Penulis dilahirkan di Banyuwangi, 14 Mei 1995, merupakan anak pertama dari dua bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu, SDN 2 Telemung Bamyuwangi, SMP 1 Ibrahimy, SMA Ibrahimy dan D3 Teknik Mesin FTI – ITS. Pada tahun 2016 Penulis diterima di Jurusan Teknik Mesin FTI – ITS dan terdaftar sebagai mahasiswa dengan NRP 02111645000016. Mekanika Benda Padat merupakan bidang yang dipilih penulis.

Selama duduk di bangku kuliah penulis aktif mengikuti kegiatan baik di bidang akademik maupun non akademik. Penulis juga pernah mengikuti berbagai kegiatan dan bergabung dalam organisasi untuk menunjang softskill. Kegiatan yang pernah diikutinya antara lain : Kepala Divisi Design & Body Manufacturing Mobil Listrik Nogogeni D3 Teknik Mesin tahun 2013 s/d 2014 dan Instructor Committee (IC) pada pengkaderan tahun 2014.

Pelatihan yang pernah diikuti penulis : Pelatihan LKMM Pra TD di Fakultas Teknik Industri ITS (2012). Pelatihan LKMM TD, Pelatihan KTI, Pelatihan Motor Bakar di Jurusan D3 teknik Mesin. Penulis Juga pernah melaksanakan kerja praktek di PT. Dirgantara Indonesia Persero selama dua bulan pada 01 Juli s/d 30 Agustus 2013 di bidang *Bonding & Composite Structure*.